

МАШИНОСТРОЕНИЕ

ЭНЦИКЛОПЕДИЯ



МАШИНОСТРОЕНИЕ
ЭНЦИКЛОПЕДИЯ
MECHANICAL ENGINEERING
Encyclopedia

Главный редактор академик РАН
К.В. Фролов



МАШИНОСТРОЕНИЕ

ЭНЦИКЛОПЕДИЯ В Сорока томах

РЕДАКЦИОННЫЙ СОВЕТ

ФРОЛОВ К.В.

Председатель редакционного совета

Члены совета:

Белянин П.Н. (зам. Председателя редсовета и главного редактора), Колесников К.С. (зам. Председателя редсовета и главного редактора), Адамов Е.О., Анфимов Н.А., Асташев В.К., Бессонов А.П., Бюшгенс Г.С., Васильев В.В., Васильев Ю.С., Воронин Г.П., Долбенко Е.Т., Жесткова И.Н., Кирпичников М.П., Клюев В.В., Коптев Ю.Н., Ксенович И.П., Мартынов И.А., Митенков Ф.М., Новожилов Г.В., Образцов И.Ф., Панин В.Е., Паничев Н.А., Патон Б.Е., Пашин В.М., Платонов В.Ф., Пугин Н.А., Румянцева О.Н., Силаев И.С., Федосов Е.А., Фортов В.Е., Черный Г.Г., Шемякин Е.И.

Раздел IV
РАСЧЕТ
И КОНСТРУИРОВАНИЕ МАШИН

Том IV-22
РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ
ТЕХНИКА

Книга 2

Часть II

Ответственный редактор академик РАН

В.П. Легостаев

Редакторы: Э.Л. Аким, Ю.П. Улыбышев, В.В. Ивашкин,
Ю.Н. Разумный, Г.С. Заславский, А.А. Дядькин, О.М. Алифанов,
В.В. Вахниченко, Б.И. Каторгин

УДК 621.01/03

ББК 34.44

М 38

Авторы: Абрамов И.П., Алдашкин И.В., Алексеев Э.В., Аншаков Г.П., Ахметов Р.Н., Бакиров М.Т., Бармин И.В., Бартнев А.В., Беренов Н.К., Бичуцкий А.Я., Бобылев А.В., Бодин Б.В., Борисенко Ю.Н., Борисов В.А., Брагазин А.Ф., Брюханов Н.А., Булавкин В.В., Вишнеков В.Е., Власов Ф.С., Вовк А.В., Гаршин В.А., Горшков Л.А., Горшков О.А., Горшков О.Д., Грабин Б.В., Григоров Э.И., Гусев С.И., Доморацкий А.Н., Дордус И.Д., Дунаева И.В., Ермаков В.Ю., Ермолаев С.П., Ефанов В.В., Железняков А.Б., Жук Е.И., Звонарь В.Д., Зиновьев В.Д., Золотов А.А., Калошин А.М., Калязин Э.Л., Кармишин А.В., Карнаухов В.А., Катков А.Л., Качанов А.В., Кирилин А.Н., Клименко А.Г., Кожевников Н.И., Козлов Д.И., Конюхов С.Н., Копяткевич Р.М., Коркишко Ю.Н., Корнеев Н.М., Косенко В.Е., Кувакин К.Л., Кувырдин Ю.А., Лебедев Г.В., Лобачев В.И., Лопота В.А., Любинский В.Е., Макаров А.Л., Максименко А.Н., Максимов А.М., Малышев Г.В., Мартынов М.Б., Марченко С.Т., Матвеев Ю.А., Микрин Е.А., Михайлов М.В., Мозжорин Ю.А., Моисеев С.В., Моишеев А.А., Мостовой Я.А., Назьмов Р.Б., Нежинский Л.И., Нездюр Л.А., Орловский И.В., Павлов В.А., Паничкин Н.Г., Пасечкин Н.Г., Петухов В.Н., Пичхадзе К.М., Платонов В.Н., Попов В.В., Почукаев В.Н., Присс Г.М., Путан Д.Б., Пушкарев В.А., Романов С.Ю., Рыжков В.С., Рядинский Б.Ф., Савченко С.А., Самсонов С.Г., Семенов Э.Г., Сердюков А.И., Соколов Ю.А., Солнцев В.Л., Сорокин А.В., Сотников Б.И., Стоклицкий А.Ю., Стратилатов Н.Р., Субчев А.И., Суроегин Л.В., Сыромятников В.С., Тимченко В.А., Ткаченко В.А., Трутнев К.М., Тузинов С.Н., Фаткулин Р.Ф., Федосеев И.П., Фрунц А.С., Хамиц И.И., Хартов В.В., Чаплинский В.С., Чеботарев В.Е., Шарипова В.Р., Шатров Я.Т., Шилов В.Н., Ярошевский В.А.

Рецензенты: С.Л. Чернышев, В.В. Малышев

Машиностроение. Энциклопедия / Ред совет: К.В. Фролов (пред.) и др.
М38 М.: Машиностроение.

Ракетно-космическая техника. Т. IV-22 / И.П. Абрамов, И.В. Алдашкин, Э.В. Алексеев и др.; под ред. В.П. Легостаева. В 2 кн. Кн. 2. Ч. II. 2014. 548 с.

ISBN 978-5-94275-621-5 (т. IV-22, кн. 2)

ISBN 5-217-01949-2

Приведены конструкции космических кораблей и станций, автоматических космических аппаратов и методы их проектирования, бортовые комплексы управления, отдельные служебные системы и средства жизнеобеспечения, особенности технологии производства ракетно-космических систем, наземные испытания и летная отработка, наземные технологические объекты, РКТ, подготовка к пуску и пуск РКН, наземный автоматизированный комплекс управления. Изложены вопросы экологической безопасности ракетно-космических систем, организации, планирования, автоматизации процесса разработки и создания летательных аппаратов.

Для инженерно-технических работников и специалистов ракетно-космической и авиационной промышленности, а также полезна студентам и преподавателям вузов.

УДК 621.01/03
ББК 34.44

ISBN 978-5-94275-621-5 (т. IV-22, кн. 2)

ISBN 5-217-01949-2

© ООО «Издательство Машиностроение», 2014

Перепечатка, все виды копирования и воспроизведения материалов, опубликованных в данной книге, допускаются только с разрешения издательства и со ссылкой на источник информации.

ОГЛАВЛЕНИЕ

ЧАСТЬ II

Раздел 4. БОРТОВОЙ КОМПЛЕКС УПРАВЛЕНИЯ (Микрин Е.А.)

Глава 4.1. Бортовой комплекс управления и его программное обеспечение (Микрин Е.А.)	11
4.1.1. Назначение бортового комплекса управления (Микрин Е.А.)	11
4.1.2. Структура и состав бортового комплекса управления (Микрин Е.А.)	12
4.1.3. Бортовая цифровая вычислительная система в составе бортового комплекса управления (Беренов Н.К.)	12
4.1.4. Система управления движением и навигацией в составе бортового комплекса управления (Платонов В.Н.)	13
4.1.5. Система управления бортовой аппаратурой в составе бортового комплекса управления (Путан Д.Б.)	16
4.1.6. Распределение функций управления между бортовым комплексом управления и бортовыми системами (Моисеев С.В., Гаршин В.А.)	18
4.1.7. Интерфейсы бортового комплекса управления (Моисеев С.В., Гаршин В.А.)	18
4.1.8. Распределение функций управления и контроля между аппаратными и программными средствами бортового комплекса управления (Моисеев С.В., Гаршин В.А.)	20
4.1.9. Взаимодействие бортового комплекса управления с наземным комплексом управления и экипажем (Гусев С.И., Дунаева И.В.)	21
4.1.10. Адаптация к нештатным ситуациям (Гусев С.И., Алдашкин И.В.)	25
4.1.11. Программное обеспечение бортового комплекса управления космического аппарата (Микрин Е.А., Орловский И.В.)	25
Глава 4.2. Бортовая цифровая вычислительная система (Власов Ф.С., Самсонов С.Г.)	28
4.2.1. Бортовая цифровая вычислительная машина в космосе (Власов Ф.С., Самсонов С.Г.)	28
4.2.2. Бортовая цифровая вычислительная система транспортных кораблей (Беренов Н.К., Самсонов С.Г.)	31

4.2.3. БЦВС орбитального комплекса «Мир» (Беренов Н.К., Самсонов С.Г.)	32
4.2.4. БЦВС Международной космической станции (Беренов Н.К., Самсонов С.Г.)	35
4.2.5. БЦВС автоматических КА (Беренов Н.К., Самсонов С.Г.)	36
4.2.6. БЦВС орбитального космического корабля «Буран» (Назьмов Р.Б.)	40

Глава 4.3. Система управления бортовой аппаратурой (Путан Д.Б., Федосеев И.П.)	43
--	----

Глава 4.4. Система управления движением и навигации (Платонов В.Н.)	49
4.4.1. Режимы ориентации космических аппаратов (Катков А.Л., Кувырдин Ю.А., Ткаченко В.А., Павлов В.А., Платонов В.Н.)	49
4.4.1.1. Состав и классификация систем ориентации	49
4.4.1.2. Типы систем ориентации	50
4.4.1.3. Базовые системы координат	53
4.4.1.4. Математическая модель движения космического аппарата относительно центра масс	55
4.4.1.5. Основные внешние моменты, действующие на космический аппарат	60
4.4.1.6. Определение ориентации космического аппарата	62
4.4.2. Автономная навигация КА по сигналам глобальных спутниковых навигационных систем GPS и ГЛОНАСС (Михайлов М.В.)	63
4.4.3. Режимы сближения космических аппаратов (Браазин А.Ф.)	69
4.4.3.1. Этапы решения задачи сближения	69
4.4.3.2. Дальнее командное наведение	70
4.4.3.3. Автономная система управления сближением	70
4.4.3.4. Системы управления сближением российских кораблей	73
4.4.3.5. Схемы автоматического причаливания	79
4.4.4. Режим управления спуском (Ярошевский В.А., Бобылев А.В.)	82
4.4.4.1. Вход в атмосферу баллистических космических летательных аппаратов	82

4.4.4.2. Вход в атмосферу космических летательных аппаратов, обладающих подъемной силой	87
4.4.4.3. Системы управления космическим аппаратом	89
4.4.5. Структуры системы управления движением (<i>Ермолаев С.П., Борисенко Ю.Н., Присс Г.М.</i>)	93
4.4.5.1. Система управления движением пилотируемых транспортных кораблей «Союз ТМА»	93
4.4.5.2. Структура системы управления движением и навигации станции «Мир»	96
4.4.5.3. Система управления движением и навигации российского сегмента МКС	100
4.4.5.4. Структура системы управления движением и навигации автоматических космических аппаратов	101
4.4.5.5. Структура системы управления транспортного пилотируемого корабля «Буран»	106
4.4.6. Датчиковая аппаратура СУДН (<i>Рыжков В.С., Саеченко С.А., Кожевников Н.И., Коркишко Ю.Н.</i>)	106
4.4.6.1. Механические гироскопические приборы	106
4.4.6.2. Волоконно-оптические гироскопические приборы	136
4.4.6.3. Служебные оптические приборы космических аппаратов	141
4.4.6.4. Радиотехническая система взаимных измерений параметров относительного движения космических объектов «Курс»	147
4.4.7. Исполнительные органы системы управления движением (<i>Клименко А.Г., Качанов А.В., Горшков О.Д., Сорокин А.В., Платонов В.Н., Ткаченко В.А., Бичуцкий А.Я.</i>)	152
4.4.7.1. Жидкостные ракетные двигатели малой тяги	152
4.4.7.2. Электрические ракетные двигатели	165
4.4.7.3. Инерционные исполнительные органы системы ориентации	176
4.4.7.4. Электромагнитные исполнительные органы	189
4.4.8. Пилотажное оборудование (<i>Марченко С.Т., Фрунц А.С., Нездюр Л.А., Субчев А.И.</i>)	191
4.4.8.1. Системы отображения информации и средств оперативного управления пилотируемых космических кораблей	191
4.4.8.2. Ручное управление кораблем «Союз» на ОСЗ	197
4.4.8.3. Система ручного причаливания	199
4.4.8.4. Система ручной ориентации	200
4.4.8.5. Ручки управления движением	202
Глава 4.5. Бортовой радиотехнический комплекс (<i>Вишнеков В.Е.</i>)	203
4.5.1. Основные задачи и состав (<i>Нежинский Л.И., Рядинский Б.Ф.</i>)	203
4.5.2. Антенно-фидерные устройства ракетно-космических комплексов (<i>Дордус И.Д.</i>)	208
4.5.2.1. Классификация антенн	208
4.5.2.2. Рабочие диапазоны частот	208
4.5.2.3. Основные параметры бортовых антенных устройств	208
4.5.2.4. Антенные устройства на РН	210
4.5.2.5. Антенные устройства для КА	211
4.5.2.6. Остронаправленные антенны для КА	211
4.5.2.7. Трансформируемые конструкции зеркальных антенн космического базирования	212
4.5.2.8. Стендовая база для испытаний	213
4.5.3. Система бортовых измерений (<i>Зиновьев В.Д.</i>)	213
4.5.4. Системы телефонно-телеграфной связи (<i>Нежинский Л.И., Рядинский Б.Ф.</i>)	218
4.5.5. Телевизионные системы (<i>Нежинский Л.И., Рядинский Б.Ф.</i>)	221
Раздел 5. ОТДЕЛЬНЫЕ СЛУЖЕБНЫЕ СИСТЕМЫ	
Глава 5.1. Система стыковки (<i>Сыромятников В.С.</i>)	226
5.1.1. Назначение и состав	226
5.1.2. Классификация и состав стыковочных устройств	228
5.1.3. Механизмы и элементы стыковочных агрегатов	229
5.1.4. Испытания систем стыковки	238
Список литературы	239
Глава 5.2. Средства жизнеобеспечения (<i>Тригоров Э.И., Романов С.Ю.</i>)	240
5.2.1. Назначение	240
5.2.2. Средства обеспечения газового состава (СОГС)	241
5.2.3. Средства водообеспечения	246
5.2.4. Санитарно-гигиеническое оборудование	250
5.2.5. Средства индивидуальной защиты	251
5.2.6. Средства обеспечения питанием	252

5.2.7. Комплексы средств жизнеобеспечения и комплексные медико-технические испытания	253
Глава 5.3. Системы электроснабжения космических аппаратов (Горшков О.А.)	255
5.3.1. Основные технические требования и структура	255
5.3.2. Солнечные батареи космических аппаратов	258
5.3.3. Космические ядерные электро-энергетические установки	264
5.3.4. Водородно-кислородные электрохимические генераторы тока	266
5.3.5. Химические аккумуляторные батареи	269
Список литературы	273
Глава 5.4. Система обеспечения теплового режима КА (Копяткевич Р.М., Романов С.Ю.)	274
5.4.1. Особенности функционирования космического аппарата	275
5.4.2. Пассивные средства терморегулирования	277
5.4.3. Активные средства терморегулирования	279
5.4.4. Экспериментальная тепловакуумная отработка	286
5.4.5. Методы расчета тепловых режимов	287
Список литературы	288
Раздел 6. ОСОБЕННОСТИ ТЕХНОЛОГИИ ПРОИЗВОДСТВА РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ (Булавкин В.В.)	
Глава 6.1. Заготовительное производство	290
6.1.1. Особотонкостенные отливки из алюминиевых сплавов с высокой размерной стабильностью	290
6.1.2. Получение точных и вакуумно-плотных заготовок из высокопрочных материалов методом бестигельной плавки и направленного затвердевания	291
6.1.3. Основы процессов получения биметаллических отливок	292
6.1.4. Поверхностно-пластическое деформирование. Алмазное выглаживание	293
6.1.5. Упрочнение отверстий раскатыванием	294
6.1.6. Ротационная вытяжка осесимметричных деталей	294
6.1.7. Ротационная вытяжка крупногабаритных деталей	295
6.1.8. Технология изготовления деталей коллекторных узлов из листовых заготовок	296
6.1.9. Пластическое формоизменение листовых биметаллов	298
6.1.10. Керамика в высокотемпературных газотурбинных установках	299
Глава 6.2. Размерная обработка и напыление	300
6.2.1. Особенности технологии электрохимической (ЭХО) и электрофизической (ЭФО) обработки двигателей	300
6.2.2. Вакуумная технология напыления жаростойких покрытий	301
6.2.3. Иглофрезерование стыкуемых кромок крупногабаритных сборочных единиц перед сваркой	302
6.2.4. Автоматизированная зачистка при механической обработке деталей	303
6.2.5. Лезвийная обработка	304
6.2.6. Банк методов крепления пластин в конструкциях сборных резцов	305
Глава 6.3. Сварка. Пайка	305
6.3.1. Автоматическая сварка неплавящимся (вольфрамовым) электродом в защитных газах неповоротных стыков труб	305
6.3.2. Технология импульсно-дуговой сварки плавящимся электродом конструкций из алюминиевых сплавов	307
6.3.3. Сварка плавящимся электродом толстостенных конструкций из жаропрочных материалов	308
6.3.4. Повышение качества сварных соединений из алюминиевых сплавов при электронно-лучевой сварке	309
6.3.5. Технология совмещенного процесса сверхпластического деформирования и диффузионной сварки многослойных силовых конструкций	310
6.3.6. Бесфлюсовая высокотемпературная пайка трубопроводов с применением локального нагрева	311
6.3.7. Технология изготовления паяных слоистых конструкций	312
6.3.8. Вакуумная пайка узлов из алюминиевых сплавов	313
6.3.9. Дуговая пайка в вакууме	314
Глава 6.4. Сборка и испытания	315
6.4.1. Технология сборки ракетно-космических изделий	315
6.4.2. Сборка точных приборов	316
6.4.3. Новые средства контроля герметичности	317
6.4.4. Новые средства демпфирования колебаний элементов стендов для гидродинамических испытаний агрегатов	319
6.4.5. Модели процесса отработки и оценка требуемого числа испытаний	320
6.4.6. Планирование процесса испытаний ЛА с использованием модели «надежность—время—стоимость—объем мероприятий»	321
6.4.7. Конструкторско-технологические особенности при создании ЖРД	322

Глава 6.5. Дефектоскопия и диагностика 323	7.2.2. Методы наземных испытаний 372
6.5.1. Неразрушающий контроль качества металлов и их неразъемных соединений 323	7.2.3. Наземное испытательное оборудование 378
6.5.2. Оптимальные задачи контроля параметров изделий и стабильности технологических процессов 324	Глава 7.3. Отработка статической и динамической прочности ракетных конструкций (<i>Кармишин А.В., Паничкин Н.Г.</i>) . . . 380
Глава 6.6. Автоматизация 326	7.3.1. Проблемы прочности ракетных конструкций 380
6.6.1. Автоматизированный контроль и диагностика сложных пневмогидравлических систем 326	7.3.2. Объекты прочностной отработки 380
6.6.2. Технологические принципы построения систем контроля в автоматизированном производстве 327	7.3.3. Конструктивные формы и виды нагружения 381
Глава 6.7. Подготовка производства 328	7.3.4. Нормы прочности 382
6.7.1. Интегрированная система технологического обеспечения (ИСТО) цикла «исследование—разработка—производство» новых изделий и сертификация соответствия 328	7.3.5. Планирование отработки прочности 382
6.7.2. Анализ конструкторско-технологических решений на ранних этапах разработки 329	7.3.6. Расчетные условия 383
6.7.3. Метод комплексной оптимизации КТР при статистическом учете функциональных связей 330	7.3.7. Анализ конструкционной прочности материалов 383
6.7.4. Вопросы информационной технологии реализации комплексного анализа КТР 331	7.3.8. Отработка статической прочности 384
6.7.5. Комплексная оптимизация КТР при модификации ЛА 333	7.3.9. Отработка вибропрочности 392
Глава 6.8. Свойства металлических и неметаллических материалов, применяемых в РКТ (<i>Борисов В.А., Доморацкий А.Н.</i>) 334	7.3.10. Отработка ударной прочности 395
6.8.1. Металлические материалы 334	7.3.11. Отработка прочности с учетом акустического нагружения 398
6.8.2. Неметаллические материалы 334	Список литературы 399
6.8.3. Теплоносители 339	Глава 7.4. Летные испытания комплекса и его изделий (<i>Бодин Б.В.</i>) 400
6.8.4. Смазочные материалы и твердые смазочные покрытия 340	Раздел 8. НАЗЕМНЫЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ОБЪЕКТЫ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ. ПОДГОТОВКА К ПУСКУ И ПУСК РАКЕТ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ (<i>Бармин И.В., Корнеев Н.М.</i>)
Список литературы 340	Глава 8.1. Стартовые комплексы 408
Раздел 7. НАЗЕМНЫЕ ИСПЫТАНИЯ И ЛЕТНАЯ ОТРАБОТКА	8.1.1. Задачи, решаемые при проектировании СК 408
Глава 7.1. Обеспечение надежности ракетно-космической техники (<i>Соколов Ю.А.</i>) 342	8.1.2. Этапы создания и развития СК 413
7.1.1. Особенности РКТ как объекта исследования и обеспечения надежности 342	Глава 8.2. Технические комплексы 423
7.1.2. Логика развития направления «Надежность РКТ» 344	8.2.1. Создание и развитие ТК 423
7.1.3. Методология обоснования решений в условиях неопределенности 348	8.2.2. Назначение и структурное построение ТК 427
7.1.4. Опыт внедрения методологии обеспечения надежности РКТ 353	Глава 8.3. Заправочно-нейтрализационные станции 436
7.1.5. Результативность отраслевой системы обеспечения надежности 361	Глава 8.4. Испытания и эксплуатация наземных технологических объектов. Подготовка к пуску и пуск РКН . . . 438
Список литературы 362	8.4.1. Испытания наземных объектов и их оборудования 438
Глава 7.2. Наземные испытания изделий ракетно-космической техники (<i>Бодин Б.В.</i>) 363	8.4.2. Эксплуатация наземных технологических объектов на разных этапах развития ракетной техники 439
7.2.1. Задачи наземных испытаний 363	8.4.3. Процессы подготовки РКН к пуску 445
	Глава 8.5. Пусковой космический комплекс морского базирования (<i>Лебедев Г.В.</i>) 448
	Глава 8.6. Космодромы и их наземная инфраструктура 452
	Список литературы 460

Раздел 9. НАЗЕМНЫЙ АВТОМАТИЗИРОВАННЫЙ КОМПЛЕКС УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ (Лобачёв В.И.)	
Глава 9.1. Основные особенности управления полетом космических аппаратов (Почукаев В.Н.)	461
9.1.1. Структура процесса управления полетом КА (Любинский В.Е., Почукаев В.Н.)	461
9.1.2. Участие наземных средств в управлении полетом КА (Лобачёв В.И.)	465
9.1.3. НАКУ. Основные компоненты. Задачи НАКУ (Мозжорин Ю.А., Чаплинский В.С.)	466
9.1.4. Поисково-спасательная служба (Алексеев Э.В.)	470
Список литературы	471
Глава 9.2. Система информационного взаимодействия КА—ЦУП (Алексеев Э.В.)	471
9.2.1. Основные составляющие системы информационного взаимодействия КА с ЦУП (Максимов А.М.)	471
9.2.1.1. Организация информационного обмена	471
9.2.1.2. Космическая система ретрансляции информации	472
9.2.1.3. Особенности построения системы информационного взаимодействия в НКУ КА дальнего космоса	473
9.2.1.4. Выбор диапазона радиоволн радиолиний космической связи	474
9.2.1.5. Антенные системы для дальней космической связи	476
9.2.2. Наземные радиотехнические системы (Максимов А.М.)	477
9.2.2.1. Виды информационного обмена между бортом КА и ЦУП	477
9.2.2.2. Командно-измерительные системы	478
9.2.2.3. Радиотехнические и квантово-оптические средства измерения текущих навигационных параметров КА	480
9.2.2.4. Радиотелетметрические системы	485
9.2.2.5. Системы и средства переговорной и телевизионной связи с экипажами пилотируемых КА	486
9.2.3. Средства системы единого времени	487
9.2.4. Система связи и передачи данных НАКУ	488
Список литературы	490
Глава 9.3. Центр управления полетом. Цели, задачи, структура, организация (Лобачёв В.И.)	491
9.3.1. Особенности управления полетом (Почукаев В.Н.)	491
9.3.2. Основные задачи, решаемые в ЦУП (Почукаев В.Н.)	491
9.3.2.1. Связные задачи	491
9.3.2.2. Управление базовыми процессами	491
9.3.2.3. Планирование работ с КА	492
9.3.2.4. Аварийные и нештатные ситуации	493
9.3.3. Основные функциональные элементы ЦУП (Лобачёв В.И.)	493
9.3.3.1. Технические средства ЦУП	493
9.3.3.2. Электронно-вычислительные комплексы ЦУП	493
9.3.3.3. Программно-математические средства ЦУП	494
9.3.3.4. Рабочие помещения и залы управления	494
9.3.3.5. Организационная структура ЦУП	494
9.3.3.6. Комплексные моделирующие стенды	494
9.3.4. Классификация ЦУП (Почукаев В.Н.)	495
9.3.5. Примеры построения ЦУП (Лобачёв В.И.)	496
9.3.5.1. ЦУП для управления автоматическими КА на этапе штатной эксплуатации	496
9.3.5.2. ЦУП для управления КА на этапе ЛКИ	496
9.3.5.3. ЦУП для одновременного управления множеством автоматических КА различных типов	497
9.3.5.4. ЦУП для управления космическим комплексом «Мир»—«Союз»—«Прогресс»	497
9.3.5.5. ЦУП для управления Международной космической станцией	499
9.3.5.6. Краткие сведения о центрах управления полетами стран, участвующих в освоении космического пространства	499
Список литературы	501
Глава 9.4. Баллистико-навигационное обеспечение полета КА (Почукаев В.Н.)	501
9.4.1. Баллистические условия полета (Почукаев В.Н.)	502
9.4.2. Этапы БНО и выполняемые на них основные работы (Почукаев В.Н.)	503
9.4.3. Структура БНО (Почукаев В.Н.)	505
9.4.4. Основные классы задач БНО	508
9.4.5. Программно-математическое обеспечение (программные комплексы) БНО (Почукаев В.Н.)	517
9.4.6. Организация оперативного БНО (Почукаев В.Н., Сердюков А.И.)	518
Список литературы	521

Раздел 10. ЭКОЛОГИЧЕСКАЯ БЕЗОПАСНОСТЬ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ (Шатров Я.Т.)	Глава 10.7. Прогноз и перспективы обеспечения экологической безопасности РКС
Глава 10.1. Общий анализ проблем обеспечения экологической безопасности ракетно-космических систем (РКС)	530
Глава 10.2. Наземные последствия эксплуатации РКС	531
Глава 10.3. Влияние пусков РКС на атмосферу	
Глава 10.4. Техногенное загрязнение околоземного космического пространства. Пути обеспечения безопасности в ОКП.	
Глава 10.5. Экологический риск при авариях РКС	
Глава 10.6. Применение концепции «приемлемого риска» к трассам пусков РКС и районам падения отделяющихся частей	
	522
	523
	523
	524
	525
	528
	Раздел 11. ОРГАНИЗАЦИЯ, ПЛАНИРОВАНИЕ, АВТОМАТИЗАЦИЯ ПРОЦЕССА СОЗДАНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ (Матвеев Ю.А.)
	Глава 11.1. Организация процесса создания летательного аппарата
	Глава 11.2. Сетевое планирование проектно-конструкторских работ
	Глава 11.3. Современные технологии в процессах проектирования и управление разработкой летательных аппаратов.
	Глава 11.4. Сертификация ракетно-космической техники
	532
	535
	538
	545

Раздел 4

БОРТОВОЙ КОМПЛЕКС УПРАВЛЕНИЯ

Глава 4.1

БОРТОВОЙ КОМПЛЕКС УПРАВЛЕНИЯ И ЕГО ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ

4.1.1. НАЗНАЧЕНИЕ БОРТОВОГО КОМПЛЕКСА УПРАВЛЕНИЯ

Понятие и концепция построения бортового комплекса управления (БКУ) вырабатывались исходя из требований системного подхода к проектированию бортовых средств управления и контроля и реальной практики управления полетом КА различного класса и назначения. С усложнением средств управления и контроля, выделением подсистем различного функционального назначения возникла объективная потребность в едином подходе к следующим вопросам проектирования и эксплуатации КА:

- унификация взаимодействия с многочисленными потребителями управляющей и контрольно-диагностической информации;

- рациональное сочетание централизованных и децентрализованных средств управления и контроля;

- организация локальных и автономных контуров управления;

- стандартизация каналов и протоколов обмена информацией;

- создание, отработка и верификация программного обеспечения.

Бортовой комплекс управления КА представляет собой совокупность приборов и устройств с информационным и программным обеспечением, предназначенным для управления движением КА и управления функционированием бортового оборудования.

Основными задачами БКУ являются: управление движением КА; навигация; командно-логическое управление служебными системами, элементами конструкции и целевым оборудованием; сбор, обработка и анализ контрольно-диагностической информации; взаимодействие с *наземным комплексом управления (НКУ)* и экипажем.

В группу задач управления движением и навигации входят следующие вопросы:

- гашение угловых скоростей после разделения КА;

- построение и поддержание ориентации связанных осей КА относительно опорных систем координат;

- коррекция орбиты;

- увод КА с орбиты по завершении работы; определение и прогноз навигационных параметров;

- сближение и стыковка КА;

- спуск и посадка КА;

- управление приводами СБ;

- наведение целевого оборудования.

Группа задач управления функционированием бортовой аппаратуры объединяет задачи:

- координированное управление бортовыми системами при автономном функционировании КА и взаимодействии с НКУ и экипажем;

- командное управление бортовыми системами и элементами конструкции;

- организация контроля и диагностики бортовой аппаратуры в целях автономного управления и в интересах НКУ и экипажа;

- синхронизация процессов управления и контроля;

- реализация алгоритмов управления и контроля бортовыми системами;

- распределение питания между бортовыми потребителями;

- расчет баланса электропотребления и управление сбросом нагрузки электросети; управление целевым оборудованием;

- защита электроподрывных устройств от несвоевременного (несанкционированного) срабатывания и воздействия статического электричества.

Группа задач взаимодействия с НКУ и экипажем объединяет следующий круг вопросов:

- организацию информационно-командной связи с НКУ через бортовой радиотехнический комплекс;

- ввод и обработку командно-программной информации от НКУ;

- ввод и обработку релейных телекоманд высокого уровня;

сбор, обработку, формирование и передачу телеметрической информации; организацию информационно-командной связи с экипажем.

Содержание понятия «бортовой комплекс управления» и концепция построения БКУ менялись со временем.

На этапе проектирования первых КА каждая задача решалась автономной работой отдельной системы, содержащей свою датчиковую аппаратуру, исполнительные органы, автоматику управления.

Затем были решены задачи объединения бортовых систем в электрически и логически единый комплекс на физическом уровне с унификацией средств распределения электроэнергии, командного управления и сбора контрольно-диагностической и телеметрической информации.

С внедрением бортовых цифровых вычислительных средств в системы управления движением и навигации, а также бортовой аппаратурой существенно расширились возможности по координации процессов управления и контроля, развитию автономных контуров управления.

Одновременно возникла задача интеграции бортовых вычислительных средств в составе БКУ в единую вычислительную систему. Соответственно, изменилась концепция построения БКУ. Центральное место в БКУ заняла *бортовая цифровая вычислительная система (БЦВС)* и программное обеспечение.

4.1.2. СТРУКТУРА И СОСТАВ БОРТОВОГО КОМПЛЕКСА УПРАВЛЕНИЯ

Группы задач управления и взаимодействия определяют состав и структуру БКУ.

Типовая структура БКУ на примере БКУ для автоматического КА представлена на рис. 4.1.1.

4.1.3. БОРТОВАЯ ЦИФРОВАЯ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА В СОСТАВЕ БОРТОВОГО КОМПЛЕКСА УПРАВЛЕНИЯ

Совокупность вычислительных устройств различного функционального назначения, связанных между собой в единую вычислительную систему является БЦВС. В связи с постоянным усложнением задач, решаемых на борту КА, в качестве средства обработки информации и управления используют *бортовые вычислительные системы (БВС)*, скомплексованные между собой и составляющие вместе с другими средствами многомашинный комплекс, мультипроцессорную вычислительную систему или локальную (бортовую) вычислительную сеть. В последнем случае говорят, что КА имеет сетевую БВС.

Структура БЦВС состоит из управляющей цифровой вычислительной машины, работающей в реальном масштабе времени, и устройств сопряжения и обмена, реализующих требуемый интерфейс с приборами и аппаратурой системы управления (рис. 4.1.2).

БЦВС предназначена для выполнения следующих основных функций:



Рис. 4.1.1. Бортовой комплекс управления автоматического КА

Рис. 4.1.2. Структура бортовой цифровой вычислительной системы



размещения служебного, общесистемного и функционального прикладного программного обеспечения;

предоставления вычислительных ресурсов в реальном масштабе времени для реализации задач управления бортовыми системами, целевым оборудованием и КА в целом;

обеспечения взаимодействия с бортовыми системами, входящими в состав БКУ — СУДН, СУБА, СБИ, БРТК;

организации управляющих и телеметрических интерфейсов с бортовыми системами и целевым оборудованием;

обеспечения информационной связи с НКУ и экипажем;

обеспечения информационной связи с наземным испытательным оборудованием.

В современных российских КА БЦВС выполнена в виде отказоустойчивой, как правило, трехкратно резервированной, структуры с программно-аппаратным механизмом определения и парирования неисправностей. Структура БЦВС обеспечивает функционирование до последнего исправного канала.

БЦВС строится по магистрально-модульному принципу, допускающему гибкое изменение структуры. Связь блоков БЦВС между собой, обмен с абонентами в составе БКУ осуществляются по магистрали *мультиплексного канала обмена*, выполненной в соответствии с ГОСТ 26765.52–87 (MIL STD 1553B).

4.1.4. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ И НАВИГАЦИЕЙ В СОСТАВЕ БОРТОВОГО КОМПЛЕКСА УПРАВЛЕНИЯ

Современные СУДН КА построены на базе корректируемой *бесплатформенной инерциальной навигационной системы* (БИНС).

Инерциальными датчиками БИНС являются измерители угловой скорости и измерители кажущегося ускорения (разница между абсолютным и гравитационным ускорением).

В качестве измерителей угловой скорости используются высокоточные *гироскопические измерители вектора угловой скорости*, имеющие избыточное число измерительных каналов. Путем интегрирования составляющих абсолютной угловой скорости БИНС вычисляет изменение положения связанных осей КА относительно инерциального базиса (сама по себе задача определения инерциального базиса довольно сложна).

Первоначальная ориентация КА, как и ориентация во время коррекции, в пространстве определяется датчиками ориентации. В качестве таких приборов используются звездные, солнечные датчики, датчики местной земной вертикали, магнитометры, аппаратура спутниковой навигации и др. Под определением ориентации понимается определение положения инерциальной системы координат БИНС относительно опорных систем координат: инерциальной экваториальной, орбитальной и др.

После определения ориентации осуществляется периодическая коррекция знания ориентации — коррекция БИНС. Наиболее высокую точность знания ориентации обеспечивают звездные датчики (до единиц и долей угловых секунд). Использование БИНС в СУДН КА позволяет непрерывно иметь данные по ориентации, реализовывать активное управление по трем каналам (условно по трем осям координат) и осуществлять моделирование любого подвижного или неподвижного базиса.

В качестве измерителей кажущегося ускорения, которое требуется для расчета движе-

ния центра масс, в БИНС используются акселерометры, которые работают только на участках выведения, сближения и стыковки, коррекции орбиты, спуска КА. Большую часть полета, в качестве источника навигационной информации, т.е. координат центра масс КА, применяют *аппаратуру спутниковой навигации (АСН)*.

С использованием принципов БИНС были созданы СУДН КА «Союз-ТМ», «Прогресс-М», орбитальной станции «Мир», астрофизического модуля «Гамма», спутников связи «Ямал», МКС.

На рис. 4.1.3 представлена СУДН автоматического КА, в которую входят датчиковая аппаратура, исполнительные органы и программное обеспечение.

Функционально множество решаемых задач СУДН КА можно разделить на три группы, называемые контурами: кинематический, навигационный, динамический.

Кинематический контур решает следующие основные задачи:

- определение угловой скорости КА;
- определение ориентации и коррекция знания ориентации КА относительно различных физических систем координат;
- определение направления на центр Земли, Солнце, Луну;
- расчет параметров управления соответствующих исполняемым режимам ориентации.

Датчики кинематического контура: высокоточный измеритель угловой скорости, имеющий избыточное число каналов, звездные и солнечные датчики, датчики местной инфракрасной вертикали («датчики Земли»).

Начальное определение ориентации — определение положения инерциальной системы координат БИНС относительно опорных физических систем координат (выставки БИНС) осуществляется с использованием динамических операций по переориентации КА, необходимых для обеспечения условий работы датчиков ориентации. При применении солнечных и земных датчиков требуется навести их поля зрения на Солнце или Землю. В случае использования звездных датчиков, наоборот, требуется увести поля зрения датчиков от Земли, Солнца, Луны.

Солнечные датчики применяют в основном на начальном участке полета КА для построения одноосной солнечной ориентации, необходимой для обеспечения электропитанием систем КА. Для построения трехосной ориентации необходимо провести измерение не менее двух отличающихся друг от друга направлений в инерциальном пространстве, например, направления на центры Солнца и Земли.

В случае применения широкоугольных звездных датчиков трехосная ориентация определяется путем идентификации участка



Рис. 4.1.3. Система управления движением и навигации автоматического КА

звездного неба, попавшего в поле зрения датчика, с использованием бортового звездного каталога. Наличие двух контуров коррекции БИНС — звездного и солнечно-земного позволяет обеспечить в СУДН функциональное резервирование решения задачи определения ориентации КА.

После начального определения ориентации для поддержания заданной точности знания ориентации, ухудшающейся со временем из-за погрешностей измерений датчиков угловой скорости, используется периодическая коррекция знания ориентации (коррекция БИНС), которая в отличие от выставки БИНС осуществляется без изменения ориентации КА. Моменты времени проведения коррекций БИНС выбираются автоматически таким образом, чтобы обеспечивались нормальные условия работы выбранных датчиков ориентации.

При наличии избыточного числа измерительных каналов датчика угловой скорости в БЦВМ проводятся расчеты положения инерциальных систем координат БИНС для каждой тройки измерительных каналов. При этом в качестве основной выбирается тройка, имеющая наименьшие уходы по сравнению с другими тройками между двумя коррекциями БИНС. Наличие избыточного числа каналов позволяет определить неисправный измерительный канал только по данным измерений приборов кинематического контура без привлечения информации о работе динамического контура КА.

Навигационный контур решает следующие основные задачи:

определение и коррекция знания текущих (синхронных) параметров движения центра масс КА;

определение параметров движения центра масс КА в прогнозе на заданный момент времени;

определение моментов входа/выхода из тени Земли, Луны;

расчет гринвичской и орбитальной систем координат.

В датчиковую аппаратуру навигационного контура входят АСН и акселерометры.

Программное обеспечение навигационного контура осуществляет моделирование движения КА при заданных начальных условиях. При этом используются модели гравитационного поля и динамической атмосферы Земли, а также учитывается влияние реактивных сил,

вызванных работой ДУ КА. Начальный вектор состояния КА может вводиться с Земли, а может формироваться по измерениям АСН.

В случае ввода вектора состояния с НКУ положение центра масс КА определяется с помощью наземных средств радиоконтроля орбиты. В этом случае погрешность текущей оценки вектора состояния определяется точностью начального вектора состояния, ошибками оценок аэродинамических, реактивных, гравитационных сил. Данная погрешность возрастает со временем, что обуславливает необходимость периодического обновления начального вектора состояния.

Если для определения вектора состояния используют АСН, то положение центра масс формируется с помощью радиосигналов от спутников глобальных навигационных систем ГЛОНАСС и «Навстар». Вектор состояния, поступающий от АСН, применяют не только для формирования начального, но и для непрерывной коррекции текущего вектора состояния. В этом случае обеспечивается высокая точность формируемой оценки вектора состояния КА, которая не снижается со временем, как это происходит в случае некорректируемой оценки.

Динамический контур решает следующие основные задачи управления: движением центра масс КА с применением корректирующих реактивных двигателей, ориентацией КА с помощью реактивных двигателей ориентации, маховиков или силовых гироскопов, а также решает задачу разгрузки накопленного кинетического момента силовых гироскопов или маховиков с использованием реактивных двигателей или моментов внешних сил.

Исполнительные органы динамического контура включают в себя:

1. Реактивные исполнительные органы — реактивные двигатели коррекции орбиты (маршевые двигатели) и реактивные двигатели ориентации.

2. *Инерционные исполнительные органы (ИИО)* — маховики или силовые гироскопы.

3. Электромагнитные исполнительные органы для выполнения разгрузки накопленного кинетического момента маховиков или силовых гироскопов.

Динамический контур может также решать задачи, связанные с управлением приводами поворотов антенн, СБ, радиаторов, приводами поворотов корректирующих двигателей.

Для проведения коррекций орбиты могут использоваться ЖРД или электрореактивные двигатели.

При наличии в составе СУДН ИИО управление ориентацией с использованием двигателей ориентации применяется для решения следующих задач:

- гашения начальных угловых скоростей, возникающих после отделения КА от РН или разгонного блока и построения солнечной ориентации, необходимой для обеспечения электропитания систем КА;

- поддержание ориентации на Солнце до включения ИИО в контур управления;

- построение и поддержание ориентации при возникновении нештатных ситуаций, связанных с отказами системы ИИО;

- стабилизации КА с применением ЖРД во время выдачи корректирующего импульса.

Применение ИИО в СУДН КА позволяет значительно увеличить точность ориентации КА по сравнению с СУДН, использующими реактивные двигатели, и практически исключить расход топлива на решение задач ориентации.

Принцип работы ИИО в СУДН КА основан на обмене кинетическим моментом между корпусом КА и системой ИИО и заключается в следующем. В отсутствие внешних моментов суммарный кинетический момент КА и маховиков (или гиридинов) должен сохраняться, поэтому при изменении угловой скорости маховиков будет изменяться угловая скорость КА в целях сохранения суммарного кинетического момента. Если же приложены внешние моменты, то КА приобретает угловую скорость и, следовательно, кинетический момент. Далее за счет управления кинетический момент передается с корпуса КА на систему ИИО, и угловая скорость КА обнуляется.

Таким образом, ИИО являются «интеграторами» моментов внешних сил, действующих на КА. Если момент внешних сил имеет постоянную составляющую, то происходит накопление кинетического момента системы ИИО и, следовательно, ее насыщение. При достижении предельной величины располагаемого запаса кинетического момента системы ИИО необходимо провести сброс (разгрузку) накопленного ею кинетического момента.

Простейшим способом разгрузку можно реализовать включением реактивных двигателей. Однако при этом расходуется топливо. Безрасходный сброс накопленного кинетического момента можно осуществить с помощью мо-

ментов внешних сил — гравитационных, светового давления, а также моментов, создаваемых магнитным полем. Гравитационный способ разгрузки реализуется путем задания определенного углового движения КА относительно гравитационного поля Земли на участках полета, свободных от решения целевой задачи. Гравитационный способ разгрузки применялся в системах управления орбитальных станций «Мир», «Скайлаб», астрофизического модуля «Гамма».

Сброс накопленного кинетического момента с помощью сил светового давления используется для геостационарных КА, например, серии «Ямал». При этом моменты для разгрузки могут создаваться небольшими поворотами СБ относительно направления на Солнце или поворотами специальных плоскостей, установленных на КА.

Для сброса накопленного кинетического момента системы ИИО при помощи сил, создаваемых магнитным полем Земли, в состав СУДН КА необходимо ввести специальные магнитные или электромагнитные исполнительные органы. В качестве таких органов обычно используются катушки с сердечником. Момент для разгрузки создается за счет взаимодействия внешнего поля Земли и магнитного момента электромагнитного или магнитного исполнительного органа.

Способы разгрузки с использованием сил светового давления или сил, создаваемых магнитным полем, не требуют изменения ориентации КА и являются предпочтительными для КА с постоянной ориентацией.

Выбор типа ИИО, их количества, номинала кинетического момента и схемы установки ИИО является сложной задачей и определяется: требуемой точностью стабилизации КА; моментами внешних сил, действующими на КА;

- угловыми скоростями КА, требуемыми для решения целевой задачи;

- выбранным способом разгрузки накопленного кинетического момента системы ИИО;

- возмущающими моментами, возникающими при работе маршевых двигателей.

4.1.5. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ БОРТОВОЙ АППАРАТУРОЙ В СОСТАВЕ БОРТОВОГО КОМПЛЕКСА УПРАВЛЕНИЯ

Под СУБА КА понимается совокупность аппаратных и программных средств, осуществляющих управление и контроль за бортовыми

системами, целевой аппаратурой и конструкциями КА.

Позиционирование СУБА как отдельной системы объясняется более высокой степенью централизации и интеграции средств управления первого поколения отечественных пилотируемых и беспилотных КА. Являясь составной частью БКУ, СУБА обеспечивает интеграцию систем КА в единый информационно-логический и энергетический комплекс посредством коммутационной аппаратуры СУБА и бортовой кабельной сети.

Архитектура СУБА современных КА предусматривает два уровня в структуре средств СУБА:

1. Верхний, информационный, обеспечивающий сбор, обработку и хранение контрольно-диагностической информации БКУ.

2. Нижний, коммутационный, на котором находятся аппаратные средства СУБА.

В состав средств СУБА верхнего уровня входят следующие средства:

синхронизации, формирования бортовой шкалы времени, программно-временного управления в виде блоков синхронизации времени и программно-временных устройств;

информационно-вычислительные;

программные в составе программного обеспечения БКУ;

отображения информации и ручного управления;

автоматики в виде логических автоматов и блоков обработки команд;

распределения команд управления;

сбора сигнальной информации;

управления силовыми исполнительными элементами в составе бортовых систем, конструкции, научного оборудования в виде блоков силовой автоматики и управления пиропатронами.

На рис. 4.1.4 представлена СУБА автоматического КА.

Представленные блоки обеспечивают:

электронный блок преобразования и управления (ЭБПУ) — прием командной информации от БЦВС в виде параллельного двоичного кода, ее преобразование и выдачу в бортовую аппаратуру КА;

силовой коммутации (БСК) — преобразование двухпозиционного кода, поступающего от ЭБПУ, а также коммутацию и защиту фидеров электропитания потребителей;

управления пиропатронами (БУПП) — коммутацию рабочего тока на нити воспламенения электроподрывных устройств по командам от ЭБПУ;

реконфигурации средств управления (БРСУ) — усиление команд, одновременно поступающих от командных устройств, в целях реконфигурации средств управления;

формирования команд ДУ (БФКДУ) — предназначен для коммутации и защиты фидеров электропитания ОДУ;

релейный блок управления (РБУ) — прием и преобразование команд, поступающих от АИС, а также от СУБА РБ.

В структуре СУБА находит широкое применение функциональное резервирование осо-



Рис. 4.1.4 Система управления бортовой аппаратурой автоматического КА

бенно на пилотируемых КК и ОК за счет использования ручного и директивного контуров управления помимо основного автоматического контура. Бортовые средства отображения информации имеют дублированные командно-сигнальные поля и терминалы. На ОК центральные посты содержат два полностью взаимозаменяемых рабочих места. Традиционным средством обеспечения надежности аппаратной части СУБА является мелкоузловое и показанное резервирование в приборах и функциональное резервирование контуров управления. В целом, используются самые разнообразные схемы резервирования, исходя из критериев безопасности экипажа, продолжительности функционирования КА и возможности проведения ремонтно-восстановительных работ.

Разработки СУБА на орбитальной станции «Мир», КА «Ямал» и «Ямал-200», российского сектора МКС связаны с активным внедрением в СУБА цифровых средств управления, развитого общесистемного и функционального программного обеспечения СУБА, цифровых интерфейсов МКО.

К основным характеристикам СУБА, определяющим приборный состав, относятся следующие:

- число фидеров питания и распределение их по номиналам токовой нагрузки;
- величина мощности, распределяемой бортовым потребителям;
- число импульсных команд управления стандартной длительности;
- число команд и сигналов управления программно-управляемой длительности;
- число электроподрывных устройств;
- число контролируемых дискретных и аналоговых параметров;
- число рабочих мест, оснащенных пультами управления;
- состав средств отображения информации и ручных органов управления на пультах.

4.1.6. РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ФУНКЦИЙ УПРАВЛЕНИЯ МЕЖДУ БОРТОВЫМ КОМПЛЕКСОМ УПРАВЛЕНИЯ И БОРТОВЫМИ СИСТЕМАМИ

Объектом управления БКУ является совокупность бортовых систем и целевого оборудования.

Каждая бортовая система ведет своим вещественно-энергетическим процессом, например:

- 1) СЭП — выработкой электроэнергии;
- 2) СОТР — поддержанием температурного режима;
- 3) система хранения и подачи топлива (СХПТ) — распределением компонентов топлива и т.д.

Бортовые системы, как правило, имеют в своем составе автономные средства управления различной сложности — от специализированных устройств автоматики до микропроцессоров.

При проектировании БКУ должна быть решена задача распределения функций управления и контроля между БКУ и средствами управления в составе управляемых от БКУ бортовых систем и целевого оборудования.

По способу организации связей БКУ выделяют два принципиально различных типа структур: централизованный и децентрализованный. Ориентация на централизованную или децентрализованную структуру управления практически сведена к выбору структуры БЦВС. Централизованное построение БКУ позволяет уменьшить вес и габариты бортового оборудования за счет реализации алгоритмов управления программными средствами БКУ. Это позволяет существенно упростить, а в ряде случаев вовсе отказаться от устройств автоматики в составе бортовых систем. Централизация управления позволяет также упростить решение задач координированного управления.

Реализация алгоритмов регулирования температурного режима и алгоритмов контроля температурного режима системы СОТР КА «Ямал» средствами программного обеспечения БКУ позволила полностью исключить специализированную автоматику СОТР. В составе СОТР сохранились только датчики температуры и электронагреватели.

4.1.7. ИНТЕРФЕЙСЫ БОРТОВОГО КОМПЛЕКСА УПРАВЛЕНИЯ

Внешние интерфейсы БКУ. Распределение функций управления между БКУ и автоматикой в составе бортовых систем существенным образом влияет на построение интерфейсов БКУ с бортовыми системами и целевым оборудованием.

Основной тенденцией при проектировании интерфейсов «БКУ — бортовая система» является упрощенное их построение. При построении данных интерфейсов, как правило,

избегают сложных или специфических протоколов обмена. Это позволяет в дальнейшем обойтись без стендовой отработки данных интерфейсов и существенно упрощает задачи комплексирования КА.

Рассмотрим организацию интерфейсов БКУ на примере КА «Ямал».

Основными интерфейсами БКУ являются силовой и командный интерфейсы «БКУ — бортовая система», а также телеметрический интерфейс «датчики в составе бортовой системы — БКУ».

Силовой интерфейс БКУ. Распределение электроэнергии от СЭС потребителям в БКУ КА «Ямал» осуществляется по лучевой двухпроводной, изолированной от корпуса изделия, схеме. Фидера питания в БКУ рассчитаны на согласованные уровни номинальных и пиковых нагрузок, а также падения напряжения на коммутационных элементах БКУ и кабелях.

Одна из функций БКУ «Ямал» — организация защиты фидеров питания от токовых перегрузок. Причиной токовых перегрузок могут быть короткие замыкания в бортовой аппаратуре, утечка тока между плюсовыми и минусовыми цепями или нерасчетное пиковое потребление в момент включения фидера питания. При превышении допустимых токов нагрузки осуществляется автоматическое отключение электропитания.

Важной характеристикой качества питания и требованием к силовым интерфейсам является допустимый уровень помех по цепям питания. Для уменьшения уровня помех плюсовые и минусовые цепи фидеров питания бортовых систем, критичных к помехам, прокладываются в одном кабеле. При этом минусовые цепи проходят транзитом через коммутационные приборы.

Командный интерфейс БКУ. Командное управление бортовыми системами и целевым оборудованием КА «Ямал» осуществляется подачей в автоматику бортовых систем или непосредственно на их исполнительные элементы импульсных команд управления.

Физический командный интерфейс — распределенный проводной интерфейс. Для передачи каждой команды применяется индивидуальная цепь между передатчиком команды в БКУ и приемником команды в бортовой системе. Длительность команд может быть фиксированной или программно-управляемой. Их длительность выбирается кратной такту вычислений БЦВС БКУ. Команды выда-

ются напряжением 27 В, поэтому функционально устойчивы к электромагнитным помехам, которые имеют гораздо более низкий уровень напряжения. Однако для некоторых особо критичных команд в целях снижения уровня помех применяют экранирование цепей передачи команд.

Телеметрический интерфейс БКУ. БКУ получает контрольно-диагностическую информацию бортовых систем от СБИ, а СБИ — непосредственно от телеметрических датчиков в составе бортовых систем и целевого оборудования. Для сбора контрольно-диагностической информации используются телеметрические интерфейсы. В БКУ КА «Ямал» физически телеметрический интерфейс представляет собой распределенный проводной интерфейс. Для передачи каждого телеметрического параметра в БКУ применяют индивидуальный проводной канал между датчиком и приемником в составе БКУ.

Физически канал передачи температурного параметра выполнен по трехпроводной схеме, каналы приема аналоговых параметров вольтовой шкалы (от генераторных и потенциометрических датчиков, датчиков сопротивления) и опроса дискретных датчиков по двухпроводной схеме.

Так, общий объем параметров, принимаемых в БКУ «Ямал» по телеметрическому интерфейсу, составляет 246 аналоговых, 768 дискретных и 192 температурных.

Важная характеристика телеметрических интерфейсов — их помехоустойчивость. При проектировании и реализации телеметрических интерфейсов «бортовая система — БКУ» необходимо принять меры, обеспечивающие снижение влияния электрических и электромагнитных помех, являющихся основной причиной увеличения погрешности и снижения достоверности информации. Основное внимание здесь должно быть уделено проектированию кабельной сети под телеметрические интерфейсы и трассам их прокладки по изделию. Длины кабелей должны быть минимально возможными. Кабели должны прокладываться на максимально возможном удалении от источников сильных электромагнитных полей. Наиболее эффективной защитой телеметрических интерфейсов от воздействия помех является экранировка.

Внутренние интерфейсы БКУ. Внутренние интерфейсы БКУ замыкаются на составные части БКУ. К ним относятся межсистемные интерфейсы БЦВС, СУДН, СУБА, БРТК, СБИ.

По этим интерфейсам происходит обмен цифровой информацией, что определяет использование цифровых каналов обмена.

Проблема комплексирования и интеграции БКУ может быть решена при помощи МКО и стандартизации команд и сообщений, посылаемых по каналам.

К каналам обмена в космической технике предъявляют следующие требования:

- высокая пропускная способность;
- магистральный принцип обмена;
- высокая достоверность передачи информации;

- минимизация связей и соответственно массы;

- высокая помехозащищенность и гальваническая развязка;

- возможность резервирования;

- наличие элементной базы;

- стандартный, унифицированный интерфейс ввода/вывода.

Основные особенности МКО:

- магистральный принцип построения;

- командно-ответный принцип обмена информацией;

- число абонентов — 32 (включая контроллер);

- длина магистрали, выполненной в виде экранированной витой пары проводов, — до 100 м;

- использование способа кодирования информации «Манчестер-2»;

- регламентация форматов обмена, содержимого служебных слов и логики управления каналами.

Магистральный интерфейс — универсальное средство сопряжения аппаратуры бортовых систем и целевого оборудования. Для него разработаны единые требования по электрическому и логическому сопряжению, а также управлению каналами резервирования.

Число магистралей МКО определяется составом аппаратуры КА и структурой построения БЦВС.

4.1.8. РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ФУНКЦИЙ УПРАВЛЕНИЯ И КОНТРОЛЯ МЕЖДУ АППАРАТНЫМИ И ПРОГРАММНЫМИ СРЕДСТВАМИ БОРТОВОГО КОМПЛЕКСА УПРАВЛЕНИЯ

Возможность оперативного контроля состояния систем КА и выполнения программы полета КА с учетом условий внешней среды,

текущего статуса бортовых систем и имеющихся на текущий момент времени ресурсов позволила перенести многообразные функции контроля и управления КА в БЦВС, т.е. в ее программное обеспечение. Тенденция концентрации этих функций в БЦВС (программное обеспечение БКУ) продолжает усиливаться по мере развития программных и аппаратных средств.

Однако есть функции, которые должны быть сохранены за аппаратными средствами:

- связанные с начальным включением и реконфигурацией «ядра» БКУ, к которому относится минимальный набор средств, обеспечивающих старт и рестарт вычислительных средств и средств командного управления;

- так называемого рефлексивного управления, например, отключение электропитания потребителей при коротких замыканиях или повышенном потреблении электроэнергии;

- усиления и преобразования команд и сигналов управления, например, электронный блок преобразования и управления в составе СУБА КА «Ямал» или блок БФКДУ в составе ОДУ, предназначенный для усиления по мощности команд управления электропневмоклапанами.

Современной тенденцией развития функций контроля является совершенствование как аппаратных, так и программных средств.

Источник контрольно-диагностической информации для БКУ, НКУ и экипажа — датчиковая, измерительная и преобразующая аппаратура в составе бортовых систем и целевого оборудования (полезных нагрузок). Уровень этих средств определяет возможности БКУ по обнаружению, локализации и устранению отказов при помощи программных средств.

Так как информация, поступающая от датчиков в БЦВС непосредственно применяется для целей управления, должны быть приняты меры по обеспечению достоверности информации, в число которых входят:

- резервирование датчикового оборудования и аппаратуры встроенного контроля;

- применение методов и алгоритмов фильтрации для исключения сбойных и ложных значений контролируемых параметров;

- возможность ввода в процессе эксплуатации корректирующей информации для устранения разброса тарировочных характеристик датчиков и учета деградации их показаний;

- полнота обработки алгоритмов контроля, в том числе с использованием математических и имитационных моделей бортовой системы, с

проведением испытаний с реальной датчиковой аппаратурой на наземном комплексе отработки.

4.1.9. ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ БОРТОВОГО КОМПЛЕКСА УПРАВЛЕНИЯ С НАЗЕМНЫМ КОМПЛЕКСОМ УПРАВЛЕНИЯ И ЭКИПАЖЕМ

Управление КА осуществляется БКУ автоматически или в автоматизированном режиме с участием НКУ и экипажа. Связь БКУ и НКУ осуществляет БРТК, выполняющий:

1. Прием от НКУ командной информации.
2. Обработку принятой информации:

выделение из состава командной информации разовых команд и передачу их на исполнение в СУБА для выхода из нештатных ситуаций в системах БКУ;

выделение из состава командной информации массивов цифровой информации и передачу их в БЦВС.

3. Прием от БЦВС и СБИ телеметрической информации, формирование телеметрического сигнала с последующей выдачей его на НКУ.

4. Прием и ретрансляцию на НКУ сигналов измерения дальности.

Средства БКУ для управления КА. НКУ и экипаж реализуют функции управления КА вводом в БКУ (БЦВС или СУБА) кодированных управляющих воздействий в виде массивов цифровой информации и разовых команд.

Режимы КА. БКУ и его программное обеспечение реализуют длительные участки программы полета КА в виде последовательности режимов. Под режимом понимают множество выполняемых функций, необходимых для реализации соответствующей целевой задачи. Данному режиму соответствует определенный набор (конфигурация) аппаратных и программных средств БКУ КА.

Для российского сегмента МКС определены следующие режимы:

- 1) стандартный;
- 2) коррекции орбиты;
- 3) стыковки, расстыковки, перестыковки;
- 4) внешней деятельности;
- 5) микрогравитации;
- 6) дозаправки;
- 7) построения начальной ориентации;
- 8) раскрутки гироскопов;
- 9) выживания станции;
- 10) спасения экипажа.

Основными задачами стандартного режима являются поддержание различных видов ориентации, развороты КА для выполнения служебных задач, поддержка номинальных параметров жизнедеятельности, проведение научных экспериментов и тестовых проверок приборов и систем, а также восстановительных работ в бортовых системах.

Режим коррекции орбиты обеспечивает формирование и поддержание требуемой орбиты станции, стабилизацию углового положения станции при выдаче корректирующего импульса, поддерживает номинальные параметры жизнедеятельности и внутренних эксплуатационных характеристик.

Режим внешней деятельности обеспечивает внекорабельную деятельность экипажа, ограничения по ускорениям при функционировании робототехнических устройств и др.

Режим микрогравитации обеспечивает проведение соответствующих научных экспериментов, ограничения на гиросистему по управляющему моменту и угловой скорости, поддержание ориентации только на силовых гироскопах и др.

Режим выживания обеспечивает автоматическую адаптацию программного обеспечения и оборудования к нештатным ситуациям для сохранения экипажа и всего сегмента до устранения причин и последствий нештатных ситуаций, а также поступление электроэнергии от СБ за счет поддержания необходимой ориентации сегмента, а также тестовые операции для разбирательства возникших нештатных ситуаций.

Режим спасения экипажа в качестве основной функции проводит отделение транспортных кораблей «Союз» при катастрофически опасных ситуациях.

Верхним уровнем управления по отношению к БКУ российского сегмента МКС является НКУ, экипаж и БКУ американского сегмента. Структура управления российским сегментом МКС отражена на рис. 4.1.5.

Переход в режим может быть успешным и неуспешным. В последнем случае источнику команды передается сообщение о неуспешном выполнении перехода.

Граф переходов в режимы российского сегмента МКС представлен на рис. 4.1.6.

Стандартный режим считают основным, через него осуществляется переход ко всем штатным режимам.

Наивысший приоритет имеет режим спасения экипажа, переход в который должен вы-

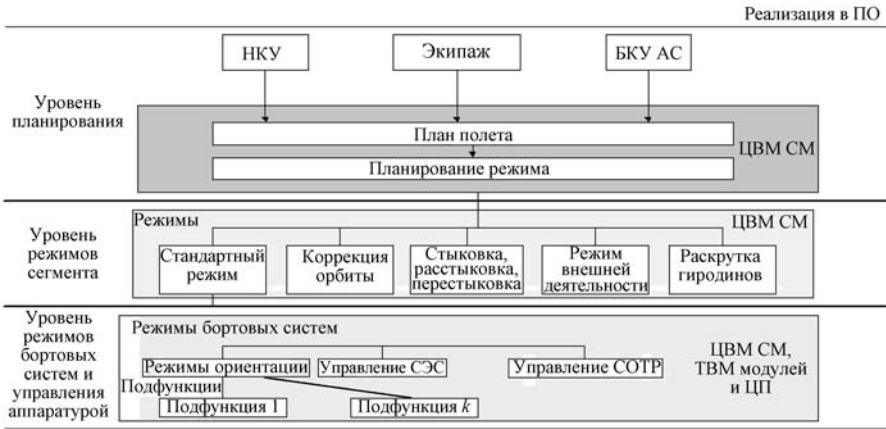


Рис. 4.1.5. Структура управления российским сегментом МКС:
 ПО — программное обеспечение; АС — американский сегмент

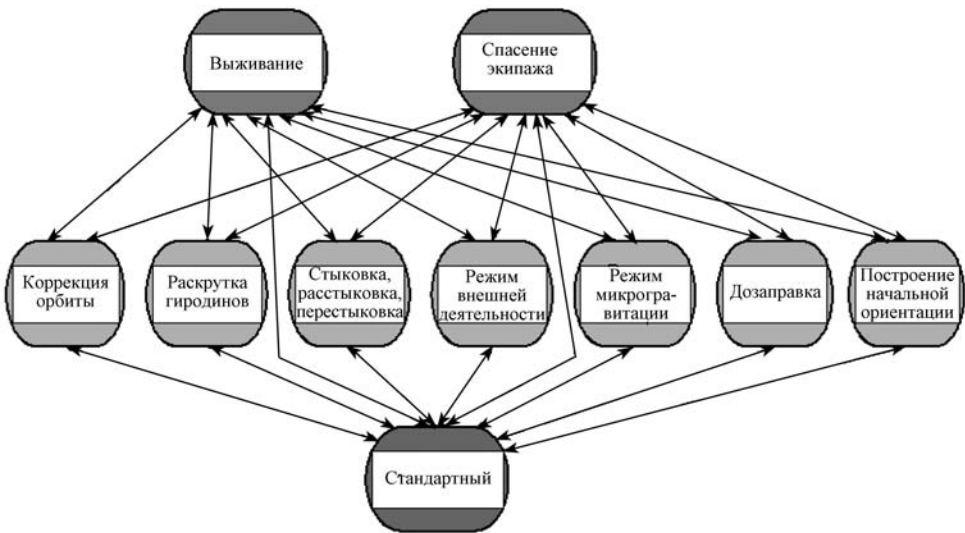


Рис. 4.1.6. Граф переходов в режимы российского сегмента МКС

полняться из любого режима станции. Вторым по приоритету является режим выживания станции, переход в который выполняется также из любого режима станции, в том числе и из режима спасения экипажа после его завершения. В случае если станция находится в состоянии перехода в какой-то режим, и приходит команда на переход к режиму спасения экипажа или выживания станции, то текущий

переход отменяется, и действует новая команда перехода к приоритетному режиму.

Необходимость реализации «режимного» подхода к управлению МКС (и КА вообще) вызвана следующими факторами:

не все функции, потенциально обеспечиваемые КА, необходимы для решения конкретных задач на заданном интервале времени;

существуют такие комбинации функций и оборудования, одновременная работа которых недопустима;

потенциальные потребности оборудования в электроэнергии, теплоотводе и других ресурсах могут превышать суммарно обеспечиваемые станцией (сегментом);

необходимо обеспечить автоматическую реакцию на условия, угрожающие жизни экипажа или существованию станции;

существуют общие для российского и американского сегментов ресурсы, управление которыми с различных сегментов МКС должно быть строго координировано, например управление ориентацией станции;

на различных сегментах МКС есть функции и оборудование, одновременная активизация которых недопустима, например, в условиях микрогравитации.

Функции и оборудование на всех сегментах МКС структурируются заранее с учетом всех вышеперечисленных факторов.

Основными средствами управления БКУ от НКУ и экипажа являются:

1. *Бортовая программа полета* состоит из последовательности режимов российского сегмента МКС, которые запланированы НКУ исходя из задач долгосрочного и оперативного планирования. БПП разрабатывают на языке высокого уровня и передают в БКУ для исполнения.

2. *Суточная программа полета*. НКУ исходя из задач долгосрочного и оперативного планирования задает расписание подключения режимов систем, совместимых с запланированными режимами российского сегмента. Примером может служить выполнение режима астрокоррекции БИНС, когда задается ее перечень приоритетов коррекции, а именно, с использованием звездных датчиков или датчика 256К, а также число астрокоррекции в сутки для каждого варианта. Программное обеспечение СУДН выбирает вариант астрокоррекции из перечня приоритетов, данных контроля состояния приборов на момент проведения астрокоррекции и светотеневой обстановки на момент коррекции.

3. *Расписание сеансов связи* представляет собой разработанное на языке высокого уровня задание для радиотехнических систем КА и баллистико-навигационного обеспечения СУДН по организации сеансов связи российского сегмента МКС с НКУ.

4. *Механизм программно-временного управления*. Наравне с массивами цифровой инфор-

мации управления режимами КА используют сценарии, оформленные в виде циклограмм *программно-временного управления (ПВУ)*, состоящих из директив.

Директива представляет собой массив, содержащий данные, указатель передачи данных и код операции. Данные включают в себя логические и физические переменные для прикладных процессов и алгоритмов ПВУ, алгоритмы ПВУ и др. Операции представляют собой директивы действия (запись и чтение переменных бортового программного обеспечения, операции с алгоритмами ПВУ, запроса телеметрической информации и др.) и ожидания. Реализацию заданий, сформулированных в директивах, выполняет интерпретатор ПВУ, находящийся в составе программного обеспечения БЦВС.

С помощью перечисленных выше механизмов управления реализуется также замена («перепрошивка») как всего программного обеспечения БЦВС, так и его фрагментов.

Управляющие воздействия. Как уже говорилось ранее, большинство операций управления от НКУ и экипажа составляют кодированные управляющие воздействия.

По объему решаемых функциональных задач и по степени возможной повторяемости (типизации) управляющие воздействия делятся на четыре уровня:

1. Бортовая программа полета — совокупность управляющих воздействий более низких уровней, направленных на решение задач, стоящих перед КА на определенном интервале времени, например, суточная программа полета.

2. Типовая полетная операция — совокупность режимов работы всех задействованных бортовых систем, направленных на решение целевой задачи, например, на поддержание центра масс КА в заданной области.

3. Режимы бортовых систем — комплексные и функциональные режимы, реализованные в виде программ в программном обеспечении соответствующих бортовых систем, например, калибровка БИНС СУДН.

4. Настроечные управляющие воздействия, которые могут соответствовать всем трем предыдущим уровням, и направлены на выполнение задачи, встающей перед КА или его системами эпизодически, а возможно, только один раз, например тестовые проверки.

НКУ или экипаж формируют управляющие воздействия на основе базы данных

управляющей информации, создаваемой на этапе разработки программного обеспечения БКУ, осуществляет трансляцию управляющей информации в коды БЦВС (массивы цифровой информации), подготавливает их в соответствии с протоколами информационного обмена для передачи в БЦВС.

Формирование управляющих воздействий осуществляется при помощи высокого графического языка управления, имеющего одинаковый интерфейс для операторов НКУ и экипажа, но значительно более широкие функциональные возможности для специалистов НКУ. Программные средства формирования массивов цифровой информации соответствуют версиям программного обеспечения БКУ КА.

Управляющие воздействия содержат постоянную и изменяемую часть, определяемую физическими переменными (навигационные данные и т.п.). Они строго классифицируются по режимам КА и систем, что позволяет осуществлять бортовой контроль управляющих воздействий на допустимость в режимах КА, бортовых систем и проверку на правильность их структуры и достаточность.

Для каждого режима КА заранее разрабатываются управляющие воздействия, которые содержат набор всех необходимых данных для этого режима. Структура и правильность задания операторами этих данных обеспечиваются языком управления высокого уровня.

НКУ при управлении использует заранее сформированные управляющие воздействия, формирует параметры, определенные при разработке данных воздействий. При этом обеспечивается проверка на поиск этих данных в допусках, которые определяются при разработке управляющих воздействий на наземном комплексе обработки. Управляющие воздействия, включая данные, обрабатываются на наземном комплексе обработки, после чего поступают в ЦУП.

Избрание наземного комплекса обработки в качестве места разработки и проверки управляющих воздействий обусловлено тем, что здесь хранятся все текущие версии программного обеспечения БКУ, а также присутствует БЦВС КА, что обеспечивает наиболее полную корректную разработку управляющих воздействий и проверку их правильности.

Если произошла нештатная ситуация, и база данных не содержит управляющее воздействие, которое может парировать эту нештат-

ную ситуацию, оперативно создается новое управляющее воздействие. Оно обрабатывается на наземном комплексе обработки и после этого передается в БКУ для исполнения.

Сбор, формирование и передача телеметрической информации

БКУ, НКУ и экипаж реализуют функции анализа и контроля состояния приборов и систем КА, получая телеметрическую информацию непосредственно от СБИ (аналоговые и дискретные параметры о состоянии приборов и систем КА), а также сформированные в БЦВС телеметрические массивы цифровой информации, передаваемые через БРТК на НКУ.

В СБИ опрос параметров осуществляется в виде определенной циклической последовательности в соответствии с заранее введенной программой сбора. В структуре передаваемого кадра каждый из параметров занимает определенное место. К числу недостатков систем с циклическим сбором информации можно отнести отсутствие информационной гибкости (информационная избыточность по одним параметрам и недостаточная информативность по другим), которую не всегда удается устранить применением различных программ сбора.

Более широкие возможности (по сравнению с СБИ) по использованию в контурах управления и оптимизации контроля различных параметров дает цифровая или программная телеметрия. В ее состав входит информация о выполнении вычислительного процесса и обмена данными между компьютерами БЦВС, информация о режимах КА и бортовых систем, основные данные СУДН (кватернионы, вектор состояния и т.д.) и СУБА, а также других систем (СОТР, СЭС, СОЖ и т.д.).

Телеметрическая информация классифицируется на аварийную, событийную, квитанционную, циклическую (статусная, номинальная и др.). Каждый из этих видов информации имеет различные механизмы сбора, формирования и дисциплины выдачи в НКУ. Так, статусные данные представляют собой набор обобщенных параметров, в своей совокупности позволяющих достаточно полно и адекватно описать текущее состояние бортовых систем и выполняемых фрагментов программы полета. Обобщенные статусные данные формируются в реальном масштабе времени путем обработки и анализа различных характеристических параметров. Периодичность обновления статусных данных зависит от их важности

и скорости изменения опрашиваемых параметров (1...10 с). На основании этих данных работает система аварийно-предупредительной сигнализации на МКС.

Данные по каждой системе объединяются в телеметрические кадры. Телеметрическая таблица состоит из этих кадров. Телеметрическая таблица с учетом классификации телеметрических кадров, а также таблица требований разного приоритета выдачи телеметрических кадров, регулирующая частоту выдачи данных, являются механизмом реализации формирования и выдачи программной телеметрии в БЦВС. Эта же телеметрическая таблица вместе с описанием характеристик каждого параметра (тип, размерность, принимаемые значения, инженерное название, алгоритм вычислений и др.) входят в состав наземных и бортовых средств обработки данных (база данных) на всех этапах разработки, отработки и эксплуатации БКУ КА.

4.1.10. АДАПТАЦИЯ К НЕШТАТНЫМ СИТУАЦИЯМ

Функции БКУ по контролю состояния и адаптации к нештатным ситуациям связаны с их реализацией в программном обеспечении БКУ и имеют следующую иерархию уровней: приборный; функциональный; верхний.

На приборном уровне осуществляется контроль состояния датчиков и исполнительных органов. Адаптация к нештатным ситуациям осуществляется в результате перехода на резервный комплект или канал обмена. О результатах контроля и адаптации извещаются более высокие уровни.

На функциональном уровне проводится контроль корректности функционирования режимов бортовых систем и комплексных режимов. В случае нештатной ситуации программное обеспечение функционального уровня включает резервный режим или производится переход на аппаратный резерв.

На верхнем уровне происходит контроль состояния активного режима работы сегмента. Если дальнейшее функционирование активного режима невозможно, а также невозможен переход к заданному режиму, то осуществляется переход в режим выживания.

При возникновении любой нештатной ситуации программы контроля и диагностики

передают по обратному каналу БРТК полную информацию о данной ситуации на Землю:

сообщение о возникновении нештатной ситуации;

сопутствующую телеметрическую контрольную и контрольно-диагностическую информацию;

контрольную информацию, предшествующую появлению нештатной ситуации.

Необходимую информацию о возникновении нештатной ситуации также получает экипаж.

Важной составной частью БКУ является его программное обеспечение, которое размещается в БЦВС и играет основную роль в интеграции систем БКУ в единый информационно-управляющий комплекс.

4.1.11. ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ БОРТОВОГО КОМПЛЕКСА УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Разработка программного обеспечения БКУ КА

Важнейшая и неотъемлемая часть БКУ КА — его программное обеспечение, которое обеспечивает логическую увязку функционирования бортовых систем аппарата в целях выполнения всех необходимых задач на борту, парирования нештатных ситуаций, как в автоматическом режиме, так и по указаниям НКУ или экипажа.

Взаимодействие программного обеспечения БКУ с физическим оборудованием в реальном времени непосредственно в контурах управления сложно протекающими необратимыми процессами в основных режимах работы объекта предопределяет предельно жесткие требования к качеству его проектирования и отладки, а также высокую трудоемкость. В результате существует критическая зависимость качества, сроков и стоимости БКУ в целом от соответствующих характеристик программного обеспечения. Основным направлением решения этой проблемы является использование адекватной технологии проектирования программного обеспечения БКУ.

Технология проектирования программного обеспечения БКУ КА подразумевает разработку управляющих алгоритмов и их модульную программную реализацию в БЦВС. Центральное место в технологии проектирования программного обеспечения занимают проблемы его структуризации и комплексной отработки.

Программное обеспечение проектируется как многоуровневая модульная структура. Мо-

дульное построение программного обеспечения, т.е. его разбиение на отдельные программы и подпрограммы, позволяет свести его проектирование к оптимальному синтезу функционально независимых отдельных частей (модулей), совместно выполняющих заданные функции системы с требуемой эффективностью, что значительно сокращает затраты на разработку, внедрение и модификацию программного обеспечения.

В понятие комплексной отработки входит проверка работоспособности программного обеспечения при имитации внешних условий, максимально приближенных к реальным, и устранение выявленных ошибок. Основным результатом и завершающий акт комплексной

отработки — аттестация качества программного обеспечения БКУ КА или формальные аттестационные испытания.

В табл. 4.1.1 приведена последовательность основных этапов разработки модульного программного обеспечения БКУ КА.

Структура и состав программного обеспечения БКУ на примере программного обеспечения автоматических КА

Программное обеспечение БКУ размещается в БЦВС и состоит из программного обеспечения ее составных частей, как это показано на рис. 4.1.7.

Структура и логика работы программного обеспечения БКУ с точки зрения выполнения

4.1.1. Последовательность основных этапов разработки модульного программного обеспечения БКУ КА

Этап разработки	Технологические операции
Техническое задание	Анализ требований Разработка ТЗ Разработка планов работ Проектирование системных протоколов Идентификация элементов конфигурации программного обеспечения Проектирование протоколов элементов конфигурации программного обеспечения
Эскизное проектирование	Эскизное проектирование архитектуры программного обеспечения Разработка дерева архитектуры программного обеспечения Разбиение элементов конфигурации программного обеспечения на компоненты программного обеспечения и модули Разработка и проверка алгоритмов компонентов программного обеспечения и модулей, математических моделей и имитаторов
Детальное техническое проектирование	Кодирование и тестирование прототипов программ и моделей Разработка математических моделей и имитаторов
Рабочее проектирование	Кодирование компонентов программного обеспечения и модулей Разработка процедур автономных испытаний Поступательное тестирование и интеграция компонентов и элементов конфигурации программного обеспечения Комплексные и стыковочные испытания программного обеспечения на стендах наземного комплекса отработки
Внедрение	Формальные квалификационные испытания Выпуск всей документации на программное обеспечение Испытания программного обеспечения БКУ в составе КА Поставка программного обеспечения заказчику

функциональных задач строится в соответствии с иерархией уровней управления КА в целом:

1. Первый или верхний уровень составляют программы планирования и организации режимов работы всего БКУ и контроль состояния систем КА.

2. Программы второго уровня включают в себя программы обеспечения полетных режимов бортовых систем и режимы ЦА.

3. Третий уровень составляют программы обеспечения управления и контроля работы бортовых приборов и оборудования,

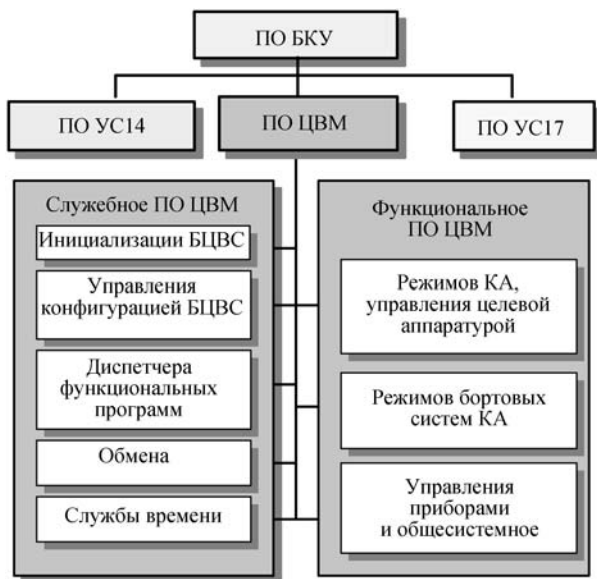


Рис. 4.1.7. Состав программного обеспечения БКУ КА:
ПО — программное обеспечение

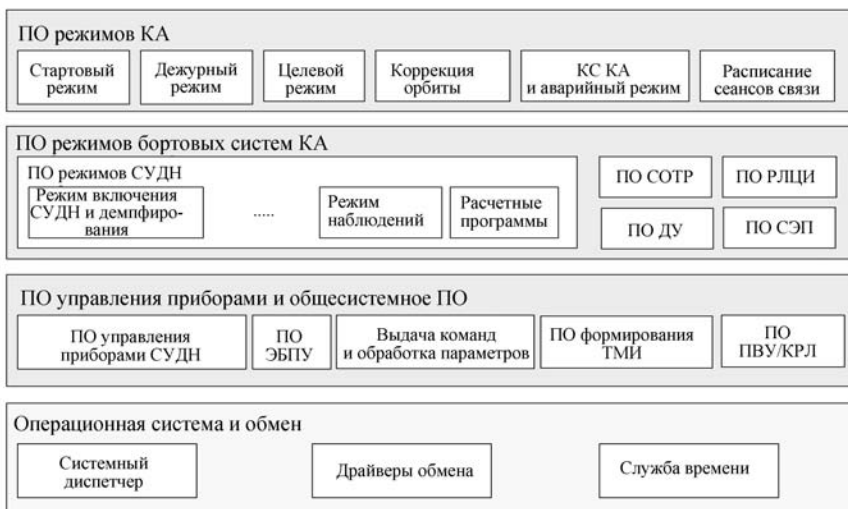


Рис. 4.1.8. Функциональные уровни программного обеспечения БКУ КА

а также общесистемное программное обеспечение.

4. Четвертый или нижний уровень составляют драйверы обмена с аппаратурой и программы организации вычислительного процесса — служебное программное обеспечение.

Программы 1, 2 и 3 уровней составляют функциональное программное обеспечение.

Функциональные уровни программного обеспечения БКУ КА представлены на рис. 4.18.

Перечень функциональных задач, решаемых программным обеспечением БКУ, зависит от конфигурации бортовых систем конкретного КА. Такой принцип построения программного обеспечения БКУ предполагает обмен данными между программами всех уровней, причем управляющая информация поступает сверху вниз (от программ верхних уровней до программ нижних уровней), а контрольно-диагностическая информация — снизу вверх.

Глава 4.2

БОРТОВАЯ ЦИФРОВАЯ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА

4.2.1. БОРТОВАЯ ЦИФРОВАЯ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ МАШИНА В КОСМОСЕ

Ключевым элементом БЦВС является бортовая цифровая вычислительная машина (БЦВМ).

Необходимость повышения маневренности КА для выполнения лунной программы и возвращения со второй космической скоростью, с одной стороны, и достигнутый уровень микро-миниатюризации на базе гибридной технологии (ТРОПА), с другой стороны, обусловили создание БЦВМ для КА. Создание БЦВМ «АРГОН 11С» для КК 7К-Л1, облетевшего Луну в 1968 г., явилось началом эпохи применения вычислительной техники на борту КА.

В настоящее время область применения и задачи, решаемые БЦВМ, значительно расширены. Пилотируемые КА и КС, исследовательские зонды дальнего космоса, низко- и высокоорбитальные спутники связи и различного вида КА ДЗЗ предъявляют довольно широкий спектр требований как к вычислительным ресурсам БЦВМ, так и к их конфигурации (монопроцессор, мультипроцессор, вычислительная сеть и т.п.). Наряду с решением традици-

онных задач управления движением объектом на БЦВМ возложено решение задач управлением всем КА, контролем состояния его систем и обеспечением отказоустойчивости. Все чаще используются вычислительные средства для обработки на борту информации от полезной нагрузки.

Общими для всех видов применения остаются требования к обработке в режиме реального масштаба времени, функционированию в течение всего срока активного существования объекта и отказоустойчивости (без техобслуживания) в условиях воздействия факторов космического пространства.

Эти особенности накладывают свой отпечаток на структуры БЦВМ, в которых помимо традиционных элементов вводятся дополнительные элементы службы времени, синхронизации, контроля, восстановления процесса функционирования, обеспечения высокой достоверности выдаваемой информации, средства, повышающие реактивность на внешние события и не допускающие зависания. Особое место занимает способ организации избыточности и средств управления.

Структура БЦВМ. БЦВМ через сетевые интерфейсы подключены к бортовой информационно-управляющей сети и осуществляют информационную связь с приборами КА напрямую или через сетевые адаптеры (СА).

В зависимости от назначения, БЦВМ представляют собой либо отказоустойчивую вычислительную систему (ОВС), выполняющую роль интегрированного вычислительного ресурса, либо локального вычислительного ресурса, расположенного в СА или встроеного в прибор бортового оборудования (П).

На рис. 4.2.1 показана конфигурация бортовой вычислительной сети, использующая различные способы подключения БЦВМ к бортовым приборам.

В независимости от вида БЦВМ в ней предусмотрены несколько каналов обработки информации, определяющих кратность резервирования. Каждый канал состоит из вычислительного модуля (ВМ), модуля памяти программ и данных (МП), блока синхронизации (БС), блока интерфейсных модулей (БИМ). В большинстве случаев ВМ построен на базе стандартного микропроцессора, микросхем памяти ОЗУ и ЭПЗУ, системного контролера, содержащего дополнительные элементы, обеспечивающие специфику работы в реальном времени и отказоустойчивость.

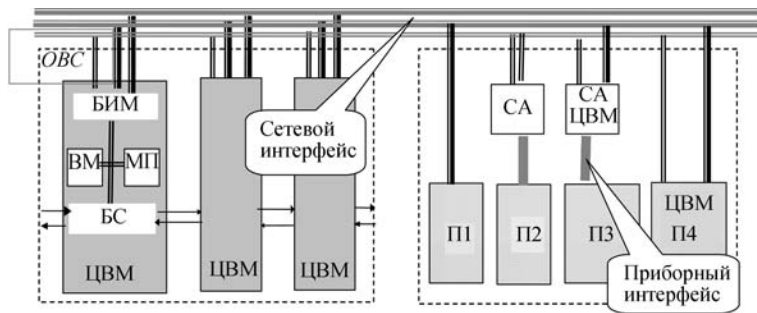


Рис. 4.2.1. Типовая структура бортовой вычислительной сети

ВМ связан через блок интерфейсных модулей с сетевыми интерфейсами бортовой локальной сети, а через БС — с ВМ соседних каналов. Наличие таких связей позволяет синхронизировать вычислительные процессы в каналах обработки, обмениваться и сравнивать результаты обработки. Результаты сравнения используются для выбора исправного канала и восстановления вычислительных процессов в системе в случае сбоев. Процедуры восстановления выполняются программно и отражают специфику выполняемых алгоритмов.

Основным структурным элементом, обеспечивающим выполнение функциональных требований, предъявляемых к БЦВМ, является системный контролер ВМ, который содержит счетчики абсолютного и относительного времени, интервальный и сторожевой таймеры, схему исправления ошибок на основе корректирующих кодов, систему прерывания, схему управления синхронизацией и связи с телеметрической системой.

БС с каналами обеспечивает обмен информацией между каналами с последующим сравнением и корректировкой результатов.

СА адаптируют бортовые приборы к требованиям сетевых протоколов.

Важной особенностью БЦВМ является ее способность противостоять воздействию внешних факторов: механическим нагрузкам на участке выведения, широкому диапазону тепловых воздействий, невесомости, глубокому вакууму, который затрудняет стабилизацию тепловых режимов, радиационному воздействию.

Кроме применения ЭРИ, способных выдерживать эти воздействия, применяют меры по их ослаблению. Эту задачу выполняет базовая несущая конструкция БЦВМ, служащая

для пространственного размещения ЭРИ и организации соединений.

Разработка БЦВМ. Для решения задачи создания аппаратуры для нового поколения аэрокосмических систем, отличительной чертой которых является длительный срок активного существования (15–17 лет) и установка аппаратуры вне герметизированных отсеков КА, применяется технология разработки и изготовления долговечной, отказоустойчивой и радиационно-стойкой аппаратуры специального применения.

При применении термина долговечность следует различать срок активного существования и длительность жизненного цикла.

Срок активного существования определяется выбором долговечных элементов, облегченными условиями функционирования, повышенной защитой от внешних воздействующих факторов и введением структурной избыточности.

Длительность жизненного цикла определяется способностью изделия легко эволюционировать, отслеживая прогресс технологий и изменения в требованиях как к функциональным возможностям, так и к условиям эксплуатации.

Это достигается путем сочетания компонент изделия с различными длительностями жизненного цикла. Изменения каждой из компонент не должно оказывать существенного влияния, требующего изменения других компонент.

Можно выделить следующие основные компоненты:

информационно-алгоритмическое обеспечение;

базовая несущая конструкция, обеспечивающая пространственное размещение элементов и их соединение;

кабельная сеть;
 протоколы сетевого взаимодействия;
 программное обеспечение и технология программирования;
 средства испытаний;

принцип «цифровой платформы», который облегчает решение поставленной задачи и способствует созданию комплексов с большой длительностью жизненного цикла.

В основе технологии лежит надежность-ориентированное проектирование с применением унифицированной базовой несущей конструкции, сертифицированной высоконадежной элементной базы, единых схем- и системотехнических решений, системы бездефектного проектирования и испытаний, отработанных методов и средств контроля качества изготовления.

К элементам, направленным на обеспечение долговечности и стойкости к воздействию факторов космического пространства, относятся:

отбор и сертификация комплектующих;
 применение отказоустойчивых структур;
 многоступенчатая система испытаний;
 применение конструкций с усиленной защитой от внешних воздействий;

контроль качества проектирования и производства.

Отбор и сертификация комплектующих предусматривает:

создание индивидуальных ограничительных перечней и спецификаций, учитывающих конкретные условия эксплуатации;

теоретические и экспериментальные исследования ЭРИ с целью задания норм облегченных электрических и тепловых режимов;

проведение испытаний для прогнозирования показателей надежности и долговечности с использованием в качестве факторов ускорения гамма-облучения и повышенной температуры;

проведение отбраковочных испытаний по специальным методикам, включающим измерения изменений электрических параметров ЭРИ.

Применение отказоустойчивых структур включает:

аппаратное резервирование на уровне составных частей изделия с гибким алгоритмом изменения конфигурации;

параллельное выполнение вычислительных процессов с взаимной синхронизацией, проверкой и восстановлением как входных данных, так и выдаваемых результатов;

корректирующие коды для исправления искажений в памяти от радиационно стимулированных сбоев;

двойной просчет и использование дубликата информационного ядра.

Многоступенчатая система испытаний. Технология «ДОРА» предусматривает многоступенчатую систему испытаний направленных на:

выявление слабых мест, являющихся потенциальными источниками отказов;

определение запасов по величине внешних воздействий (механических, климатических, электрических и пр.);

выявление динамики старения с применением в качестве ускоряющего фактора радиационного облучения.

Применение конструкций с усиленной защитой от внешних воздействий. Длительные сроки активного существования усугубили влияние ВВФ и потребовали создания облегченных условий эксплуатации ЭРИ в том числе:

ослабление радиационных воздействий космического пространства;

эффективное снижение тепловых нагрузок на ЭРИ;

уменьшение воздействий климатических и механических факторов;

снижение влияния на ЭРИ воздействий электромагнитных излучений.

Контроль качества проектирования и изготовления. Система контроля качества включает:
на этапе проектирования — проведение граничных испытаний лабораторного образца проектируемого изделия для определения запасов устойчивой работы и правильности функционирования;

на этапе подготовки производства — создание перечня критических операций и контрольных параметров технологического процесса, разработка методик контроля и определение периодичности его проведения;

на этапе изготовления — 100%-ный контроль всех операций технологического процесса и периодический контроль критических операций.

В качестве примера реализации концепции создания аппаратуры комплексирования может служить ЦВМ20, разработанная ОАО НИИ «АРГОН» для перспективных КА, построенных на базе «цифровой платформы» (рис. 4.2.2). Основу бортовых приборов составляет базовая несущая конструкция, представляющая пакет функционально законченных

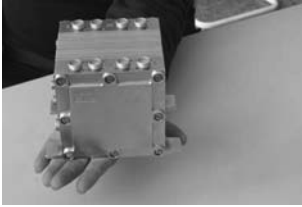


Рис. 4.2.2. Бортовая цифровая вычислительная машина ЦВМ20

модулей, обрание которых выполняет функции внешнего корпуса и держателя межмодульных магистральных связей. Применение соединителей нажимного типа позволяет уменьшить шаг установки модулей и сократить объем более чем в три раза. Установка ЭРИ на тонких платах позволила применить высокоэффективные теплостоки с высокой теплопередачей на поверхность изделия. Уникальная конструкция сочетает в себе высокий уровень защиты от воздействия ионизирующих излучений космического пространства и ЭМС, кондуктивный теплоотвод и трехмерную организацию внутренних соединений и отвечает требованиям развития элементной базы, отличительной особенностью которой является дальней-

шая микроминиатюризация с повышением информационной и тепловой концентрации.

4.2.2. БОРТОВАЯ ЦИФРОВАЯ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА ТРАНСПОРТНЫХ КОРАБЛЕЙ

Бортовой вычислительной системой, применяемой в КА Прогресс-М, Союз и Союз-ТМ стал одномашинный бортовой цифровой вычислительный комплекс (БЦВК) Аргон-16 (А-16). В качестве процессора в А-16 применен классический одноадресный 16-разрядный процессор с небольшой, по современным понятиям, производительностью (быстродействием) в формате RX (200 тысяч коротких операций в секунду). Кроме этого, в процессоре предусмотрены специальные команды для работы в с двойными словами в 32-разрядной сетке.

Емкость ОЗУ и ПЗУ составляет всего 2 и 64 КБ соответственно. ПЗУ выполнено на ферритовых сердечниках. Для этих ПЗУ помимо большого объема и веса характерен длительный процесс изготовления, связанный с установкой («прошивкой») программы.

Для решения задач управления аппаратурой КА неотъемлемую часть аппаратуры

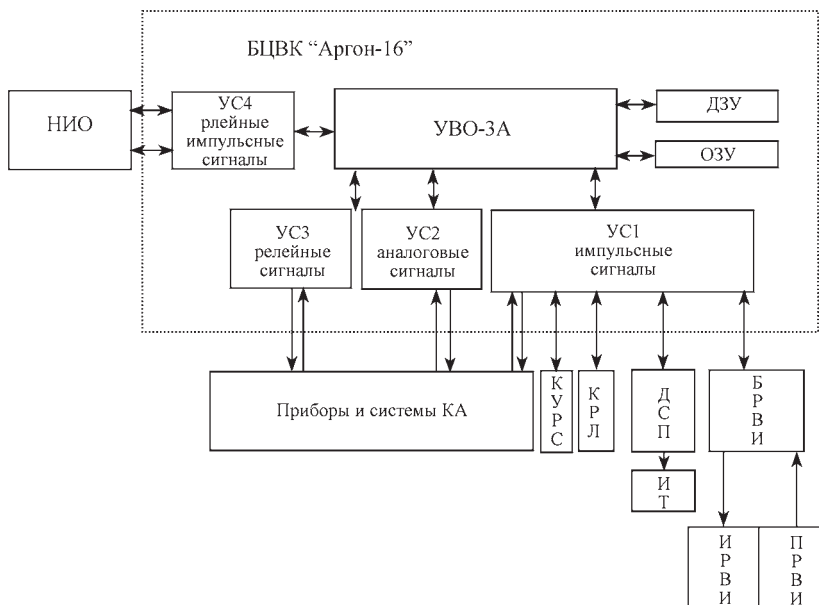


Рис. 4.2.3. Структура БЦВК «Аргон-16» и его интеграция с системами КА

БЦВК составляют периферийные устройства. В БЦВК А-16 имеются 4 устройства обмена. Они выполняют следующие задачи:

обеспечивают связь процессора с датчиковой и исполнительной аппаратурой;

обеспечивают интерфейс человек-машина (через приборы БРВИ-ПРВИ-ИРВИ) к бортовой основной сети;

обеспечивают интерфейс НКУ-БЦВК через БРТК;

обеспечивают интерфейс БЦВК-НКУ через телеметрическую систему.

В БЦВК А-16 процессор, ДЗУ, блоки устройств сопряжения объединены в одном корпусе, а блоки БРВИ, ПРВИ и ИРВИ, обеспечивающие интерфейс человек-машина, вынесены в отдельные конструктивы (рис. 4.2.3).

При построении архитектуры БЦВК особое внимание уделяется задаче обеспечения надежности, что влияет на производительность, габаритно-массовые характеристики и потребляемую мощность. В БЦВК А-16 впервые применен принцип тройного резервирования с глубокими мажоритарными связями между каналами. Такой принцип резервирования обеспечивает работоспособность БЦВК при отказе одного канала полностью или при множестве не одноименных отказов в разных каналах резервирования. В отечественных бортовых вычислительных комплексах разработки 70–80-х годов этот принцип резервирования и обеспечения надежности нашел широкое применение (БЦВМ: Салют-3, Салют-4, С-5Б, М-4М, ПАО, БВС «Нептун», «Малахит»). Технически это было оправдано, так как БЦВК строились на микросхемах малой и средней интеграции, что позволяло осуществлять глубокое резервирование вплоть до отдельных регистров и триггеров.

БЦВК А-16 успешно эксплуатируется в составе кораблей «Прогресс-М», «Союз», «Союз-ТМ» начиная с 1974 г. За это время было произведено более двухсот пусков этих КА и не зафиксировано ни одного замечания, связанного с аппаратными отказами.

4.2.3. БЦВС ОРБИТАЛЬНОГО КОМПЛЕКСА «МИР»

На станции «Мир» архитектура БЦВС получила дальнейшее развитие. Прежде всего система стала многомашинной, и в архитектуре был применен иерархический магистрально-модульный принцип построения. Устрой-

ства сопряжения выделены в отдельные блоки и модули.

Появилось понятие канала обмена и интерфейса, обеспечивающего передачу информации последовательно-параллельным кодом и подключение устройств сопряжения к линии передачи с гальванической развязкой. Магистральный принцип позволил расширять БЦВС станции по мере стыковки к ней очередных модулей.

В качестве БЦВС на станции «Мир» применен вычислительный комплекс ЦВК С-5Б, объединенный в многомашинный комплекс с модифицированным Аргон-16Б (рис. 4.2.4).

На первом этапе управление станцией «Мир» осуществлялось из ЦВК А-16Б автономно и с привлечением модулей обмена из состава ЦВК С-5Б. Для этого Аргон-16 был модифицирован в части увеличения емкости ОЗУ и ПЗУ, обеспечения выхода на интерфейс ЦВК С-5Б и выдачи цифровой телеметрической информации. Емкость ОЗУ и ПЗУ Аргон-16Б составила соответственно 8 и 96 КБ. С целью обеспечения работы Аргон-16Б с модулями обмена, подключенными к интерфейсу ЦВК С-5Б, было разработано дополнительное устройство — модуль параллельных кодов МПК. В этот же модуль была введена дополнительная возможность для А-16Б — это выдача по программе цифровой телеметрической информации. Наличие программной телеметрической информации в том числе в режиме непосредственной передачи в сеансах связи значительно облегчило контроль за состоянием систем и режимов станции, и, соответственно, облегчило задачу управления станцией из НКУ.

По мере наращивания станции «Мир» модулями «Квант», «Кристалл», «Природа» с целью увеличения вычислительных ресурсов ЦВК А-16Б стало не хватать, и тогда в контур управления был введен комплекс ЦВК С-5Б с полным объемом периферийных модулей обмена подключенных к интерфейсу ЦВК С-5Б.

Интерфейс ЦВК С-5Б обеспечивает:

параллельно-последовательную передачу информации (16-разрядные слова передаются двумя словами по 8 бит) от ЦВУ к модулям обмена и обратно;

гальваническую развязку линии передачи; резервирование передаваемой информации;

возможность наращивания ресурсов ЦВК С-5Б.

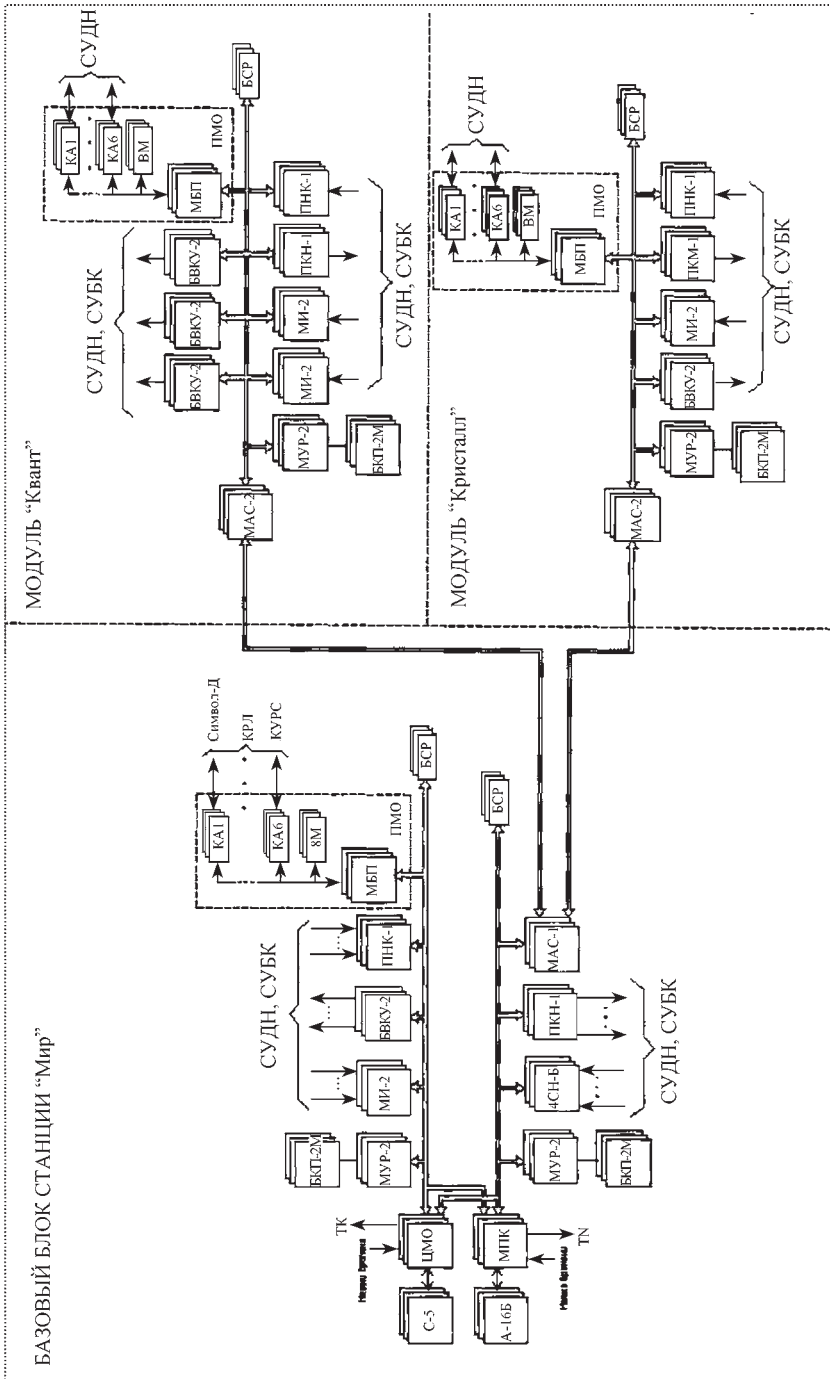


Рис. 4.2.4. Структурная схема БЦВС станции «Мир»

Пропускная мощность интерфейса составляет ~700 Кбод. Количество модулей, подключенных к одной магистрали интерфейса, не должно превышать 10, длина магистралей интерфейса не должна превышать 10 м.

На физическом уровне с учетом резервирования и служебных сигналов магистраль интерфейса занимает 144 провода. При таких ограничениях и таких количествах проводов продолжение интерфейсов базового блока станции «Мир» в другие модули через стыковочные агрегаты не представлялось возможным. Для решения этой задачи были разработаны специальные модули адаптеры связи МАС-1 и МАС-2, которые обеспечивали преобразование передачи информации из параллельной в последовательную и обратно. Устройство МАС-1 было установлено в базовый блок станции «Мир» и обеспечило расширение интерфейса базового блока на шесть направлений с сокращением шин линий передачи до 8 приборов и увеличения длины интерфейсов до 100 м. На практике было задействовано только два направления МАС-1 — в модулях «Квант» и станции «Мир».

Характеристики МАС-1:

Скорость передачи информации . . . До 1 Мбод
Количество направлений последовательного кода. 6

В модулях «Квант» и «Кристалл» было установлено устройство МАС-2, которое решало обратные задачи развертывания последовательного массива в параллельно-последовательную магистраль интерфейса ЦВК-5Б.

Центральное вычислительное устройство (ЦВУ) С-5 из состава вычислительного комплекса ЦВК С-5Б также является одноадресным процессором с расширенной возможностью адресации. В процессоре предусмотрены операции с плавающей запятой и с двойной длиной слов.

Характеристики ЦВУ С-5:

Производительность . . . 2 мкс в формате RX
(500 тыс. оп/с)
Емкость ОЗУ 32 КБ
Емкость ПЗУ 128 КБ + 16 КБ

Для организации магистралей интерфейсов разработан специальный высокоскоростной центральный модуль обмена (ЦМО), ко-

торый обеспечивает работу ЦВУ С-5 на две магистрали со скоростью до 700 Кбод. Кроме того, в ЦМО предусмотрена возможность выдачи программной телеметрии, приема 64 сигналов прерывания, аппаратной телеметрии, характеризующей состояние модуля и магистралей обмена.

Принцип резервирования ЦВУ С-5 и модулей обмена такой же, как и в Аргон-16 — троирование с мажоритированием.

В качестве периферийной вычислительной машины, обеспечивающей предварительную обработку информации и сопряжения с «интеллектуальными» бортовыми системами, используется программирующий модуль обмена ПМО на базе процессора «Электроника НЦ-40Б».

Этот процессор является следующим поколением по отношению к Аргон-16 и ЦВУ С-5. Его архитектура — двухадресное командное слово со стандартной системой команд DEC (программирование на языках Ассемблер и Макроассемблер).

Характеристики процессора «Электроника НЦ-40Б»:

Тип процессора 1806ВМ2
Производительность. . . . 2 мкс в формате RR
Емкость ОЗУ 8 КБ
Емкость ПЗУ 48 КБ

Принцип резервирования в ПМО это троирование с программным голосованием между каналами. Этот способ резервирования оправдан технически и вызван тем, что узлы ЦВМ выполнены на БИС, а на таком уровне интеграции микросхем резервирование с мажоритированием не обеспечивает возможность парирования неисправностей на уровне управляющих триггеров, регистров, ячеек памяти и т.п.

Описанная выше БЦВМ успешно эксплуатировалась в составе научно-исследовательского корабля «Гамма» и станции «Мир».

Малые производительности, малые емкости ОЗУ и ПЗУ, архаичное программирование не являются основными недостатками БЦВМ и вполне удовлетворительны для выполнения своих задач. Более существенным являются недостатки, влияющие на удобство эксплуатации:

ферритовая организация ПЗУ не позволяет корректировать ПО в условиях полета;

аппаратное резервирование БЦВМ не позволяет проводить ремонтные работы без прерывания управления;

ограниченные возможности интерфейсов по подключению абонентов и отсутствие стандартного цифрового интерфейса;

длительный цикл установки («прошивки») ПО в ПЗУ при изготовлении и др.

4.2.4. БЦВС МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ

В составе МКС БЦВС решает задачи бортового комплекса управления (БКУ) в целом, а не отдельными системам, как это было на станции «Мир». С этой целью в иерархии БЦВС предусмотрено два уровня управления — верхний и нижний.

К задачам верхнего уровня относятся:

обеспечение взаимодействия НКУ и БКУ станции;

обеспечение взаимодействия российского и американского сегментов МКС;

планирования и реализации программы работы систем станции в обеспечение суточной циклограммы;

обеспечено взаимодействие экипаж — БЦВС.

К задачам нижнего уровня относятся:

обеспечение управления движением и навигацией;

обеспечение управления бортовой автоматикой;

обеспечение теплового режима;

сбора телеметрической информации;

обеспечение радиосвязи;

управление собственными средствами БЦВС и др.

Задачи верхнего уровня выполняет ЦВМ, нижнего уровня — терминальная вычисли-

тельная машина (ТВМ). На физическом уровне ЦВМ и ТВМ абсолютно одинаковы и отличаются только программным обеспечением. ЦВМ и ТВМ состоят из трех каналов [Fault Computer Region (FCR)], выполненных в отдельных конструктивах. Все три канала работают одновременно и синхронно. Голосование между каналами осуществляется программно, для чего в FCR заложены специальные технические решения. Каждый канал FCR состоит из трех уровней. Первый уровень, построенный на базе 32-разрядного процессора Sparc (ERC-32), предназначен собственно для решения прикладных задач. Второй уровень построен на базе транспьютера T800 и предназначен для голосования информации между каналами. Третий уровень также построен на базе транспьютера T800 и предназначен для поддержки обменных операций на интерфейсах БЦВС.

Характеристики одного канала FCR:

Вычислительная мощность 9 MIPS/2.5 MFLOPS

Объем памяти голосования:

ОЗУ (RAM) 8 Мбайт

ЭППЗУ (Flash Prom) 4 Мбайта

Количество интерфейсов MIL-STD-1553-B 6

Структурная схема БЦВС служебного модуля МКС представлена на рис. 4.2.5.

Кроме ЦВМ и ТВМ задачи верхнего уровня решает также компьютер центрального поста (КЦП).

КЦП обеспечивает интерфейс экипаж — БЦВС, планирование и реализацию програм-

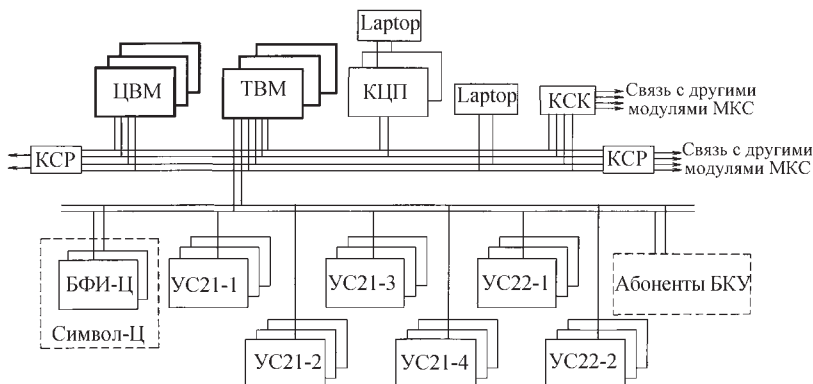


Рис. 4.2.5. Структурная схема БЦВС СМ МКС

мы работы систем станции в обеспечении суточной программы, предоставляет ресурсы для научных задач, а также управление манипулятором.

Для работы с БЦВС в целом по интерфейсу экипаж–БЦВС и КЦП подключается бортовой Laptop. Для этого используется стандартный канал связи типа Ethernet. Для обеспечения связи с компьютерами американского сегмента МКС предусмотрено непосредственное подключение Laptop к шине МКО по стандарту MIL 1553B.

КЦП выполнен на базе FCR и имеет те же характеристики что и ЦВМ с некоторыми отличиями:

- два интерфейса MIL 1553B;

- дополнительно введен стандартный канал Ethernet;

- дополнительно введена внешняя память на базе CD.

Поскольку на КЦП не возлагаются жизненно важные задачи МКС, он резервирован по принципу дублирования. В штатном режиме один канал КЦП работает, второй находится в холодном резерве.

В состав БЦВС входят специальные устройства сопряжения, обеспечивающие взаимодействие ТВМ с бортовыми системами на интерфейсах нижнего уровня (обмен импульсными, релейными и аналоговыми сигналами). Устройства сопряжения содержат в себе процессорную часть и являются программируемыми. Резервирование устройств сопряжения такое же, как в ЦВМ и ТВМ (три синхронно работающих канала).

Аппаратура отображения информации Символ-Ц является в некотором смысле дополнением КЦП и Laptop. Она обеспечивает взаимодействие экипажа с ЦВМ и ТВМ по вводу и выводу информации, при этом для организации форматов отображения задействуются ресурсы ТВМ. Однако аппаратура Символ-Ц играет важную роль для организации телеоператорного режима управления кораблями в режиме ручной стыковки. Аппаратура Символ-Ц в этом режиме обеспечивает совместную картинку цифрового формата формируемого ТВМ телевизионного изображения приближающегося КА.

В архитектуре БЦВС МКС важнейшую роль играют мультиплексные каналы обмена МКО.

Все устройства БЦВС подключены к магистралям МКО, которые обеспечивают пере-

дачу информации со скоростью до 800 Кбод. В интерфейсах МКО устранены недостатки, имевшие место на станции «Мир», а также обеспечена возможность:

- контроля передачи информации;

- работы при коротком замыкании в одном из абонентов;

- работы без подключенных абонентов;

- переход на резервный канал в автоматическом режиме и др.

Для распространения каналов МКО в другие модули станции МКС предусмотрен коммутатор сетевого канала (КСК), который обеспечивает удлинение линий связи на 100 м и возможность автономной работы интерфейсов в стыкуемых модулях.

В БЦВС МКС применены такие технические решения, которые обеспечивают исключительную гибкость в управлении станцией МКС и удобство эксплуатации:

- возможность установки нового программного обеспечения в ЦВМ, ТВМ и УС непосредственно на орбите;

- возможность замены неисправных каналов ЦВМ, ТВМ или УС не прерывая управления;

- возможность наращивания аппаратуры БЦВС и др.

Дальнейшее развитие бортовых цифровых вычислительных комплексов можно ожидать по следующим направлениям:

- увеличение производительности БЦВС при внедрении новых микропроцессоров и распределении задач между БЦВС и абонентами;

- увеличение объемов ПЗУ и ОЗУ за счет дальнейшей микроминиатюризации ЭРИ;

- повышение производительности интерфейсов и переход на волоконно-оптические линии передачи информации.

4.2.5. БЦВС АВТОМАТИЧЕСКИХ КА

Архитектура БЦВС автоматических КА в целом однотипна для таких КА, как «Ямал-100», «Ямал-200», «БелКА». Различия состоят в том, что под каждый проект разрабатывались свои устройства сопряжения под конкретный состав сопрягающихся приборов и систем КА (УС11, УС14, УС14М). Начиная с КА «Ямал-200» на автоматических КА используются информационные телеметрические средства УС17.

БЦВС современных КА «Ямал-200» и «БелКА» выполнена в виде отказоустойчивой

трехкратно резервированной структуры с программно-аппаратным механизмом определения и парирования неисправностей, обеспечивающим функционирование до последнего исправного канала оборудования. Аппаратура аналогичных спутниковых систем зарубежного изготовления дублируется; в БЦВС применено троирование, исходя из характеристик элементной базы, требований по надежности и особенностей служебных систем КА.

БЦВС предназначена для решения следующих задач:

управление служебными системами КА и аппаратурой полезной нагрузки в реальном

масштабе времени на основе алгоритмов, реализующих заданную программу полета, и алгоритмов контроля и диагностики;

предоставление приборам и системам КА вычислительных ресурсов в реальном масштабе времени;

обеспечение информационного обмена с бортовыми системами КА (СУДН, СУБА, БРТК, СЭС, СОТР, ОДУ или ДУ) и аппаратурой полезной нагрузки;

прием и исполнение командно-программной информации от приемников БРТК;

сбор телеметрической информации о состоянии служебных систем КА и аппаратуры

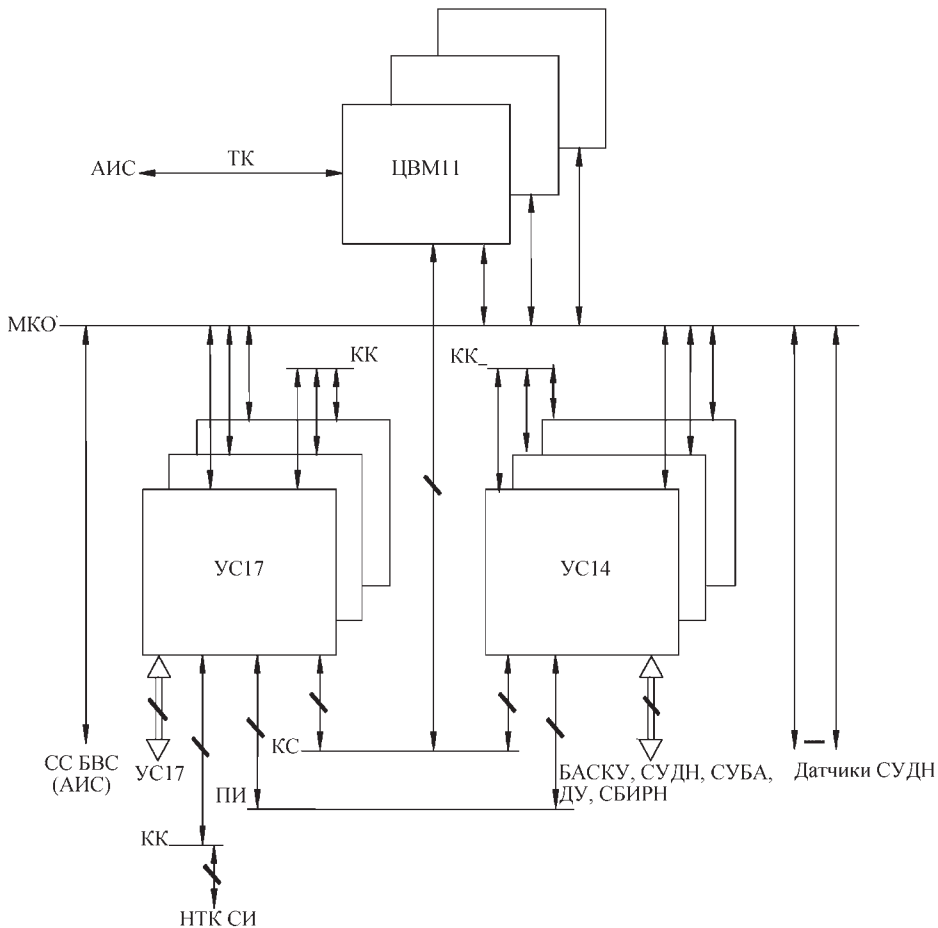


Рис. 4.2.6. Структура БЦВС автоматических КА:

МКО — мультиплексный канал обмена; КС — канал синхронизации; ПИ — приборный интерфейс; КК — коммутационный канал; ТК — технологический канал

полезной нагрузки и ее выдача в передатчики БРТК;

диагностика, управление резервом и программно-аппаратными ресурсами;

реконфигурация при сбоях и отказах устройств, входящих в ее состав;

обеспечение информационного обмена с автоматизированной испытательной системой при наземных испытаниях КА.

В состав БЦВС входят (рис. 4.2.6):

три цифровые вычислительные машины ЦВМ11;

три устройства сопряжения УС14 (УС14М);

три устройства информационно-телеметрических средств УС17;

кабели.

ЦВМ11 осуществляет программную обработку числовой и логической информации, получаемой как от УС14 и УС17, так и непосредственно от приборов и систем КА, и выдает информацию как в УС14 и УС17, так и непосредственно в приборы и системы КА.

Основные характеристики ЦВМ11:

Тип процессора М80С186ЕВ

Тип сопроцессора М80С187

Тактовая частота, МГц. 12,00 ± 0,01

Емкость ОЗУ, КБ. 256

Емкость ЭППЗУ, КБ 512

Емкость ПЗУ, КБ. 256

Число каналов МКО 1

УС14 осуществляет прием информации от приборов и систем КА, ее преобразование и выдачу в ЦВМ11, а также прием информации от ЦВМ11 и УС17, ее преобразование и выдачу в приборы и системы КА.

Основные характеристики УС14:

Тип процессора М80С186ЕВ

Емкость ОЗУ, КБ. 256

Емкость ЭППЗУ, КБ 256

Емкость ПЗУ, Кбайт 256

Число каналов

выдачи релейных сигналов. . . 136

приема релейных сигналов. . . 32

выдачи унитарных кодов 8

приема унитарных кодов 8

МКО. 1

УС17 осуществляет сбор, первичное преобразование, обработку, хранение текущей телеметрической информации от датчиковой аппаратуры служебных систем и полезной нагрузки КА; выдачу этой информации в ЦВМ11 для ее использования в автоматическом контуре диагностики и управления, для формирования кадра телеметрии для передачи на НКУ и использования в автоматизированном контуре диагностики и управления.

Основные характеристики УС17:

Тип процессора М80С186ЕВ

Тактовая частота, МГц. 12,00 ± 0,01

Емкость ОЗУ, КБ. 256

Емкость ЭППЗУ, КБ 256

Число каналов:

приема аналоговых параметров
вольтовой шкалы 82

приема температурных параметров 64

приема дискретных параметров. 256

МКО 1

Взаимодействие БКУ с целевой аппаратурой (ЦА) на КА осуществляется по МКО, при этом блок управления ЦА является окончательным устройством, а ЦВМ11 — контроллером. Вид подключения блока управления к МКО — непосредственное подключение без трансформатора.

В штатном режиме работы БЦВС имеет следующую конфигурацию:

одна ЦВМ11 активная (включена, функционирует как контроллер МКО);

вторая ЦВМ11 пассивная (включена, функционирует как оконечное устройство МКО);

третья ЦВМ11 находится в холодном резерве (выключена);

одно УС14 активно по выдаче команд, второе и третье УС14 находятся в горячем резерве;

одно УС17 активно по выдаче информации в ЦВМ11, второе и третье УС17 находятся в горячем резерве, обеспечивая при этом опрос телеметрических датчиков.

Основная функция пассивной ЦВМ11 — контролировать пропадание обмена активной ЦВМ11 по МКО и брать в этом случае управление на себя.

Во всех трех приборах УС17 формируется телеметрическая информация. Активная ЦВМ11 считывает эту информацию только с активного УС17, но, благодаря наличию связи по межприборному каналу между всеми УС17, выходная информация каждого УС17 содержит данные от двух остальных, т.е. при считывании телеметрической информации с одного УС17 ЦВМ11 получает данные от остальных.

При наземных испытаниях могут использоваться как штатный тракт приема/передачи информации БРТК–БКУ, так и технологические тракты: канал связи типа RS-232 и отвод через шлейф от бортового МКО.

Технологический канал предназначен для обмена информацией УС14 и УС17 с наземным оборудованием при автономных проверках. Канал выполнен как последовательный асинхронный дуплексный канал типа RS-232 с длиной линии до 250 м и скоростью передачи информации от 1200 до 9600 бит/с. Сигналы обмена передаются по однонаправленным двухточечным линиям связи, которые представляют собой токовые петли с оптоэлектронной развязкой на выходе и входе.

Отбор и сертификация комплектующих включают в себя:

- создание индивидуальных ограничительных перечней и спецификаций, учитывающих конкретные условия эксплуатации;

- теоретические и экспериментальные исследования ЭРИ с целью задания норм облегченных электрических и тепловых режимов;

- проведение испытаний для прогнозирования показателей надежности и долговечности с использованием в качестве факторов ускорения гамма-облучения и повышенной температуры;

- проведение отбраковочных испытаний по специальным методикам, включающим измерения изменений электрических параметров ЭРИ.

Применение отказоустойчивых структур подразумевает:

- аппаратное резервирование на уровне составных частей изделия с гибким алгоритмом изменения конфигурации;

- параллельное выполнение вычислительных процессов с взаимной синхронизацией, проверкой и восстановлением как входных данных, так и выдаваемых результатов;

- корректирующие коды для исправления искажений в памяти от радиационно стимулированных сбоя;

- двойной просчет и использование дубликата информационного ядра.

Многоступенчатая система испытаний позволяет:

- выявить слабые места, являющиеся потенциальными источниками отказов;

- определить запасы по величине внешних воздействий (механических, климатических, электрических и пр.);

- выявить динамику старения с применением в качестве ускоряющего фактора радиационного облучения.

Система контроля качества включает в себя:

- на этапе проектирования — проведение граничных испытаний лабораторного образца проектируемого изделия для определения запасов устойчивой работы и правильности функционирования;

- на этапе подготовки производства — создание перечня критических операций и контрольных параметров технологического процесса, разработка методики и определение периодичности их проведения;

- на этапе изготовления — стопроцентный контроль всех операций технологического процесса и периодический контроль критических операций.

Применение конструкций с высокой степенью защиты приводит к:

- ослаблению радиационных воздействий космического пространства;

- эффективному снижению тепловых нагрузок на ЭРИ;

- уменьшению воздействий климатических и механических факторов;

- снижению влияния на ЭРИ воздействий электромагнитных излучений.

В основе базовой несущей конструкции БНК-96 заложен ряд новых конструкторско-технологических решений, главными из которых являются:

- применение тонкой (толщиной 0,7 мм) платы, выполненной по технологии рельефных печатных плат, для поверхностного монтажа низкопрофильных ЭРИ;

- отведение тепла от ЭРИ на композицию из алюминиевой пластины и приклеенной к ней плате;

- использование малогабаритных соединителей нажимного типа;

- применение пакетной компоновки изделия;
- использование рамки ячейки как элемента оболочки (бескорпусная компоновка).

Отказоустойчивость при функционировании БЦВС осуществляется следующими программными особенностями:

сохранением контекстной информации о состоянии вычислительного процесса для обеспечения возможности перехвата управления пассивной ЦВМ;

тройным просчетом при выполнении вычислений;

возможностью мажорирования входной информации от абонентов БЦВС;

возможностью дублирования вычислений в пассивной ЦВМ.

4.2.6. БЦВС ОРБИТАЛЬНОГО КОСМИЧЕСКОГО КОРАБЛЯ «БУРАН»

БЦВМ Ш16М, входящая в каждую грань резервирования БЦВС имеет структуру ЕС ЭВМ (IBM 360) с использованием каналов ввода-вывода. Для обмена информацией с абонентами используется четыре канала ввода-вывода с радиальным последовательным гальванически развязанным интерфейсом. Каждый канал ввода-вывода имеет пять направлений для подключения устройств сопряжения, удаленных от ЦВМ на расстояние до 40 м. Скорость передачи информации по интерфейсу 250 Кбод. Общая пропускная способность системы ввода-вывода составляет 1 Мбод. Обмен ведется по протоколу, предусматривающему передачу командных и информационных слов. С помощью одного 32-разрядного командного слова может быть передано до 256 32-разрядных информационных слов. Одно из направлений последовательного интерфейса используется для связи с системой управления ракеты носителя «Энергия». В этом случае, ввиду асинхронности работы двух систем управления, обмен ведется по принципу использования кодовых посылок «запрос»-«ответ». После установления связи ведется обмен информацией.

Кроме того, для организации обмена между гранями резервирования используется канал ввода-вывода с параллельно-последовательным гальванически связанным интерфейсом. Логический протокол обмена такой же, как у канала ввода-вывода с последовательным интерфейсом, однако передача информации одного слова производится четырьмя последовательными байтными посылками. Скорость передачи информации по интерфейсу 8 Мбод.

Основные характеристики БЦВМ:

Система команд	ЕС ЭВМ (расширенная)
Форма представления чисел . . .	Фиксированная запятая
Разрядность, бит:	
команд	16, 32
операндов	8, 16, 32, 64
Время выполнения короткой операции (в форматах RR и RX), мкс	1
Вычислительная производительность (по смеси AP-101), тыс. оп/с	370
Емкость ОЗУ, КБ.	512
Емкость ПЗУ, КБ.	64
Число каналов ввода-вывода	4
Число гальванически развязанных линий связи последовательного интерфейса для подключения контроллеров обмена	21
Пропускная способность системы ввода-вывода, Кбод	1000
Цикл работы реального времени, мс	32
Обеспечение надежности . . .	Четырехкратное резервирование
Синхронизация граней резервирования	Аппаратная
Частота задающего генератора, МГц	4
Относительная стабильность частоты.	2×10

Элементная база ЕС ЭВМ:

Логика	Серии ТТЛШ 134, 106, 533, 1533
Полупроводниковое ОЗУ	Серия 537РУ9
Однократно программируемое полупроводниковое ПЗУ	Серия 556РТ7
Напряжение питания, В . . .	23...34
Температурный диапазон работы, °С	-10...+50
Потребляемая мощность (одной грани резервирования), Вт	240

Габариты, мм (одной грани резервирования). 660×240×310
Масса (одной грани резервирования), кг 33,6

Особенности БЦВМ:

трехступенчатая конвейерная организация структуры центрального процессора;
наличие набора команд, оперирующих с непосредственными операндами;

использование 64 разрядных операндов;
аппаратное вычисление тригонометрических функций SinX, CosX (вычисление обоих значений за 4 мкс);

микропрограммная реализация управления выполнением операций;

использование «расщепленного» цикла обращения к памяти;

память с двумя магистралями доступа;

контроль информации при обращениях в

память на четность;

параллельная работа центрального процессора и четырех процессоров (каналов) ввода-вывода;

аппаратная синхронизация работы четырех граней резервирования в цикле реального времени 32 мс;

обеспечение работоспособности вычислительной системы при двух отказах;

возможность задания начала обмена информацией с внешними абонентами по времени внутри цикла 32 мс;

асинхронный последовательный интерфейс для связи БЦВМ орбитального корабля с системой управления ракеты-носителя «Энергия».

Программно-временное устройство (ПВУ) формирует опорную частоту 4 МГц, метку цикла реального времени 32 мс, начальный сброс как для БЦВМ так и для комплекса командных приборов системы управления. Поскольку задающий генератор также должен удовлетворять требованию «надежная работа при двух отказах», ПВУ имеет пять каналов резервирования, на выходе каждого из которых имеется схема голосования «три из пяти». К особенностям ПВУ следует отнести высокую относительную стабильность частоты задающего генератора, которая обеспечивается при наличии отказов. Высокая стабильность частоты задающего генератора в значительной степени определяет точностные характеристики системы управления.

Три накопителя на магнитной ленте (МЛ), каждый емкостью 819 КБ 32-разрядных

слов, необходимы для хранения программного обеспечения и загрузки его в оперативную память БЦВМ в процессе полета. Для обеспечения надежности информация в каждом МЛ дублирована. Наряду с бортовыми программами на МЛ также предполагалось хранить служебную информацию для бортовых дисплеев, которые планировалось использовать при пилотируемых полетах орбитального корабля (рис. 4.2.7).

Каждая грань резервирования состоит из:
центрального процессора;

основной памяти;

четырёх каналов ввода-вывода с последовательным интерфейсом для связи с абонентами БЦВС;

одного канала ввода-вывода с параллельно-последовательным (байтным) интерфейсом для обмена информацией между гранями резервирования;

блока организации структуры связи (БОСС) с внешними абонентами при возникновении отказов в системе.

Четыре грани БЦВМ работают синхронно по одинаковым программам.

Выходная информация, формируемая каждой гранью резервирования БЦВМ, подается на вход блока организации структуры связи с внешними абонентами в последовательном коде.

Логика работы четырехгранной структуры при появлении неисправностей обеспечивается аппаратно-программным механизмом, рассчитанным на последовательное во времени появление отказов в гранях резервирования. Совокупность аппаратно-программных средств обеспечивает полную работоспособность БЦВМ при возникновении любых двух отказов в его оборудовании и вероятность работоспособности не ниже 0,75 при появлении третьего отказа.

Выходная информация БЦВМ выдается внешним абонентам в последовательном коде. Перед тем как поступить на выход БЦВМ, она подается на вход БОСС, при этом выдаваемая информация каждого канала ввода-вывода каждой грани БЦВМ подается на входы БОСС соответствующих каналов в каждой грани резервирования.

Работоспособность граней резервирования постоянно контролируется в БОСС путем выявления несовпадения выходной информации каждой грани резервирования с аналогичной информацией других граней. Кроме вы-

ходной информации с каждой грани резервирования на вход БОСС поступают аппаратные сигналы «Готовности».

При наличии «Готовности» всех четырех граней резервирования БОСС анализирует выходную информацию всех четырех граней резервирования. При отсутствии какой-либо одной из четырех «Готовностей» анализу подвергается выходная информация только трех работоспособных граней резервирования. В любом случае на выходе БОСС формируется достоверная информация, соответствующая большинству одинаковых значений. Поскольку информация на вход БОСС поступает в виде последовательного кода, ее анализ проводится побитно, а схемная реализация БОСС получается достаточно простой. Тем не менее схема БОСС каждого канала ввода-вывода в каждой грани резервирования БЦВМ выполнена по дублированной схеме.

Сигнал «Готовности» в каждой грани резервирования первоначально формируется после успешного проведения самопроверки БЦВМ по включению питания. В процессе работы этот сигнал подтверждается аппаратно-программным способом в начале каждого цикла (32 мс) работы БЦВМ. Сигнал «Готовности» может быть снят по результатам программного контроля работоспособности каждой грани резервирования. При этом в начале каждого цикла работы осуществляется:

- контроль корректности завершения программы центрального процессора;
- контроль завершения работы каналов ввода-вывода в предыдущем цикле;
- контроль нарушения нечетности при обращении в память;
- функциональный контроль результатов решения частных задач.

Каждое нарушение фиксируется как признак «сбоя». Информация о сбоях накапливается и при достижении критического значения приводит к программному снятию «Готовности» в соответствующей грани резервирования.

Для защиты от сбоев граней резервирования БЦВМ применяется режим восстановления вычислительного процесса в сбившейся грани путем перезаписи по последовательно-параллельному (байтному) каналу межгранного обмена, необходимой для восстановления информации с исправных граней резервирования.

Функционирование канала межгранного обмена предусматривает последовательное во времени выполнение следующей процедуры: одна из граней выдает информацию, а три

других ее принимают. Четырехкратное выполнение этой процедуры приводит к тому, что все грани резервирования будут иметь в своей памяти информацию от трех других граней.

Система ввода информации в БЦВМ предусматривает одновременный ввод информации во все четыре грани резервирования от одной грани резервирования каждого абонента.

Глава 4.3

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ БОРТОВОЙ АППАРАТУРОЙ

СУБА пилотируемого космического корабля «Союз» (рис. 4.3.1).

Верхний (информационный) уровень в структуре СУБА ПКК «Союз» представлен:

программно-временным устройством с блоком синхронизации времени;

пультами космонавтов спускаемого аппарата (ПКС) и бытового отсека (ПКБ);

командными матрицами приборного (КМП), бытового (КМБ) отсеков и спускаемого аппарата (КМС);

блоками обработки команд приборного (БОКП) и бытового (БОКБ) отсеков и спускаемого аппарата (БОКС);

специализированными пультами управления в СА и БО.

Предусмотрены два контура управления: автоматический с высокой степенью надежности, обеспечивающий спасение экипажа при двух отказах и резервный с участием экипажа.

Экипажу доступен значительный объем информации, позволяющий контролировать процессы управления, оперативно выявлять отказы и нештатные ситуации, управлять резервом оборудования.

Задачи распределения электропитания бортовым потребителям, защиты бортовой кабельной сети (БКС) и системы электроснабжения от токовых перегрузок, объединение питания с кооперируемым орбитальным комплексом решаются на коммутационном уровне специализированными приборами в релейном исполнении.

Управление пиросредствами осуществляется коммутаторами пиропатронов (КПП). Эти приборы отличает повышенная надежность и высокая степень защиты от несвоевременной подачи команды подрыва на нити пиропатронов.

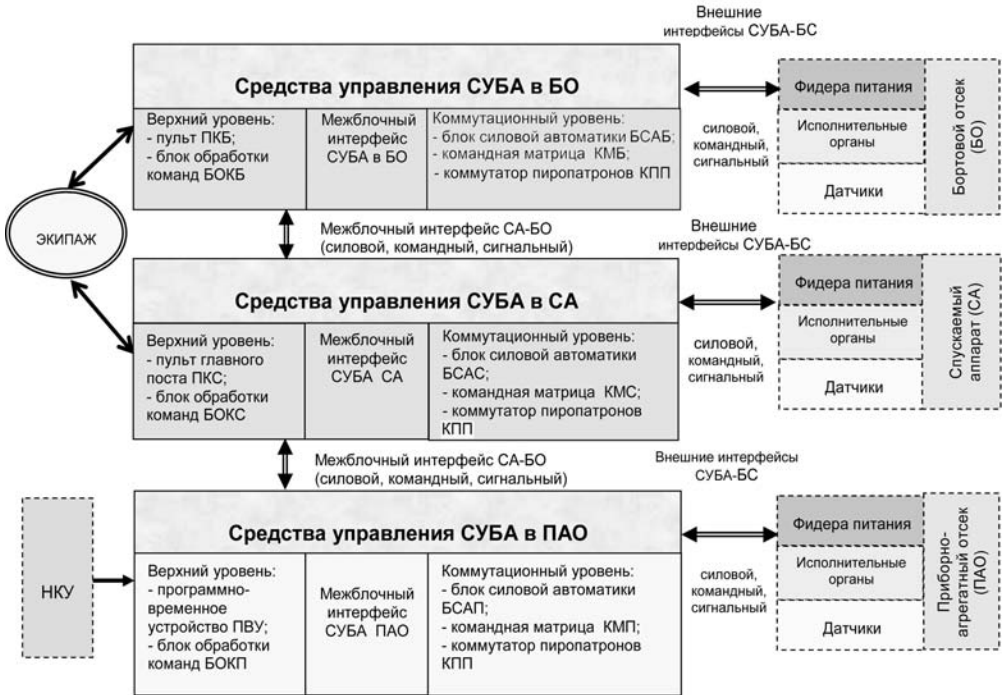


Рис. 4.3.1. Функционально-структурная схема СУБА ПКК «Союз»

СУБА орбитального комплекса «Мир» (рис. 4.3.2).

Верхний уровень в структуре СУБА ОК «Мир» представлен:

управляющим информационно-вычислительным комплексом (УИВК) «Стек», функционирующим в дежурном режиме;

средствами отображения информации и ручного управления главного поста управления в составе центрального пульта и дисплеев подсистемы отображения информации СВЕТ-2-01; набором специализированных пультов и панелей управления;

набором вспомогательных средств ручного управления (ручных автоматов, щитков управления, коммутационных панелей).

Посредством этих средств на ОК «Мир» был существенно повышен уровень автономности управления за счет автоматизации процессов управления, контроля и расширения возможностей экипажа по управлению бортовыми системами и научным оборудованием.

При управлении от НКУ преобладало управление по суточным программам, вводи-

мым в цифровом виде по командной радиолинии. Средствами УИВК «Стек» обеспечивался дежурный мониторинг особо важных дискретных параметров и формирование аварийно-предупредительной сигнализации.

Коммутационная среда СУБА ОК «Мир» содержала более сотни приборов в релейно-коммутационном исполнении, в число которых входит:

группа центральных, зонных и узловых щитков распределения силового электропитания (РЩП);

группа центральных, зонных и узловых блоков силовой коммутации (БСК);

группа командных матриц (КМ);

группа коммутаторов управления пиропредствами (КПП).

Отличительные особенности построения СУБА ОК «Мир»:

существенное развитие средств верхнего уровня за счет внедрения управляющего информационно-вычислительного комплекса;

расширения состава средств отображения информации экипажу и средств ручного управления;

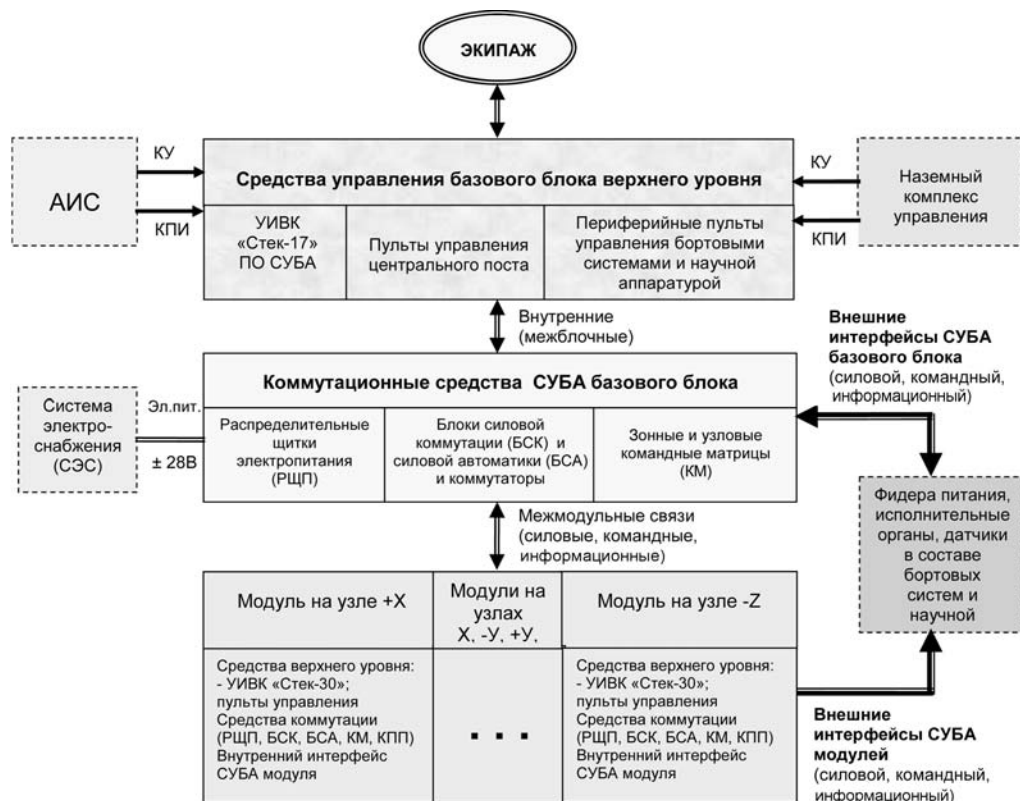


Рис. 4.3.2. Функционально-структурная схема СУБА орбитального комплекса «Мир»

зонный принцип размещения коммутационной аппаратуры СУБА;

унификация межмодульных связей, внедрение методов интеграции средств управления базового блока и стыкуемых модулей ОК.

СУБА Российского сегмента Международной космической станции.

В основу построения средств СУБА МКС положены следующие основные принципы:

разработка СУБА не в виде отдельной бортовой системы, а в виде интегрированной коммутационной среды БКУ;

использование зонного принципа размещения средств СУБА;

реализация алгоритмов управления и контроля средствами программного обеспечения общесистемного и функционального ПО СУБА, ПО управления бортовыми системами (ПО УБС) в рамках интегрированного ПО БКУ;

организация информационного пространства БКУ в виде единой базы данных;

использование унифицированных электронных блоков управления бортовым комплексом (БУБК) с применением современной элементной базы, унификацией схемно-технических решений на уровне функциональных модулей и конструкции блоков;

внедрение развитых средств информационной поддержки экипажа в составе компьютеров центрального поста, распределенных средств отображения и управления экипажа на базе бортовых персональных компьютеров типа Laptop, интегрированных пультов управления (ИнПУ) и пультов аварийно-предупредительной сигнализации со звуковым сопровождением;

внедрение элементов искусственного интеллекта в ПО БКУ верхнего уровня и интеллектуальных систем управления для поддержания параметров атмосферы.

СУБА служебного модуля (СМ) и многоцелевого лабораторного модуля (МЛМ) близ-

ки по составу и построению. В СУБА МЛМ применены унифицированные электронные блоки управления БУБК (рис. 4.3.3).

На МКС осуществлен переход к новому поколению коммутационных приборов СУБА.

Коммутационная среда БКУ формируется совокупностью блоков управления бортовым комплексом БУБК и блоками силовой коммутации БСКЭ в электронном исполнении.

В основе построения СУБА на МКС лежат следующие технические решения:

модульное построение приборов СУБА без нулевого монтажа из унифицированного набора конструктивно законченных плат-модулей, реализующих всю совокупность массовых функций СУБА, таких как, формирование команд управления и фидеров питания, управление клапанами ОДУ, электроподъемными устройствами и приводами, опрос дискретных и аналоговых датчиков;

связь с информационно-вычислительной средой БКУ через стандартные управляющие интерфейсы MIL STD 1553D и CAN;

непосредственное взаимодействие без промежуточных согласующих устройств с исполнительными органами и датчиками бортовых систем и полезной нагрузки;

зонный принцип размещения коммутационных приборов.

Блоки состоят из набора конструктивно законченных модулей, имеющих один конструктивный типоразмер, но различный набор функций по формированию фидеров питания, команд управления, вводу дискретной информации, управления клапанами и другими устройствами.

Для комплектации блоков БУБК может быть использован следующий набор унифицированных модулей (рис. 4.3.4):

МБ — модуль базовый для связи с БЦВС;

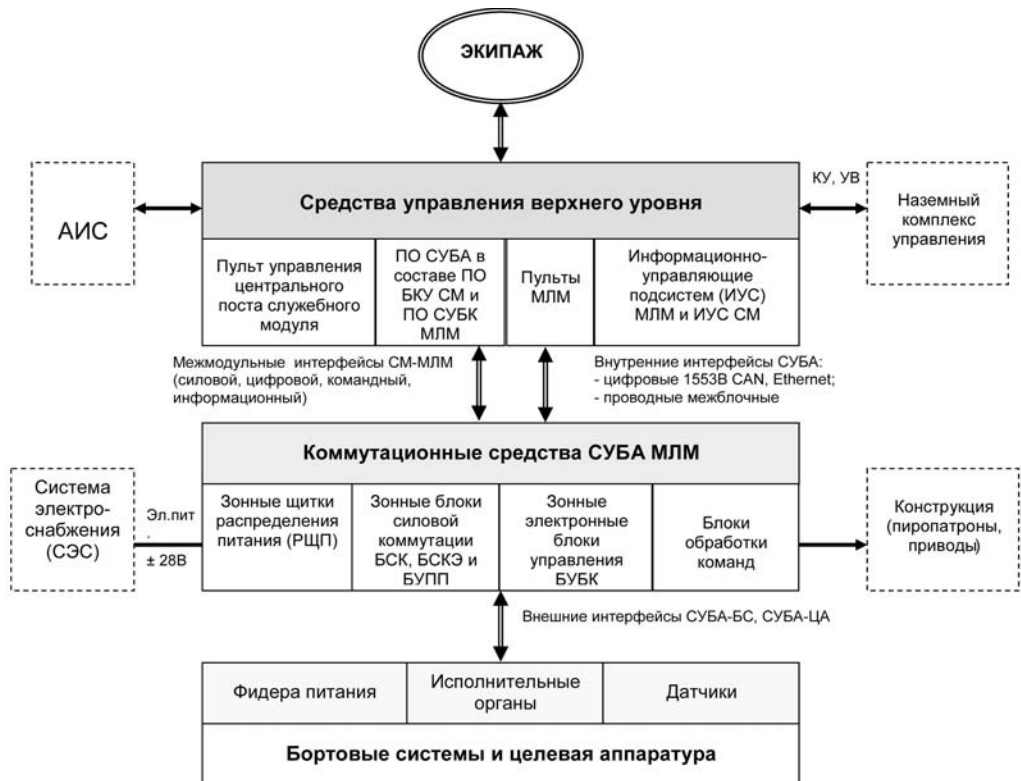


Рис. 4.3.3. Функционально-структурная схема СУБА многоцелевого лабораторного модуля (МЛМ) РС МКС

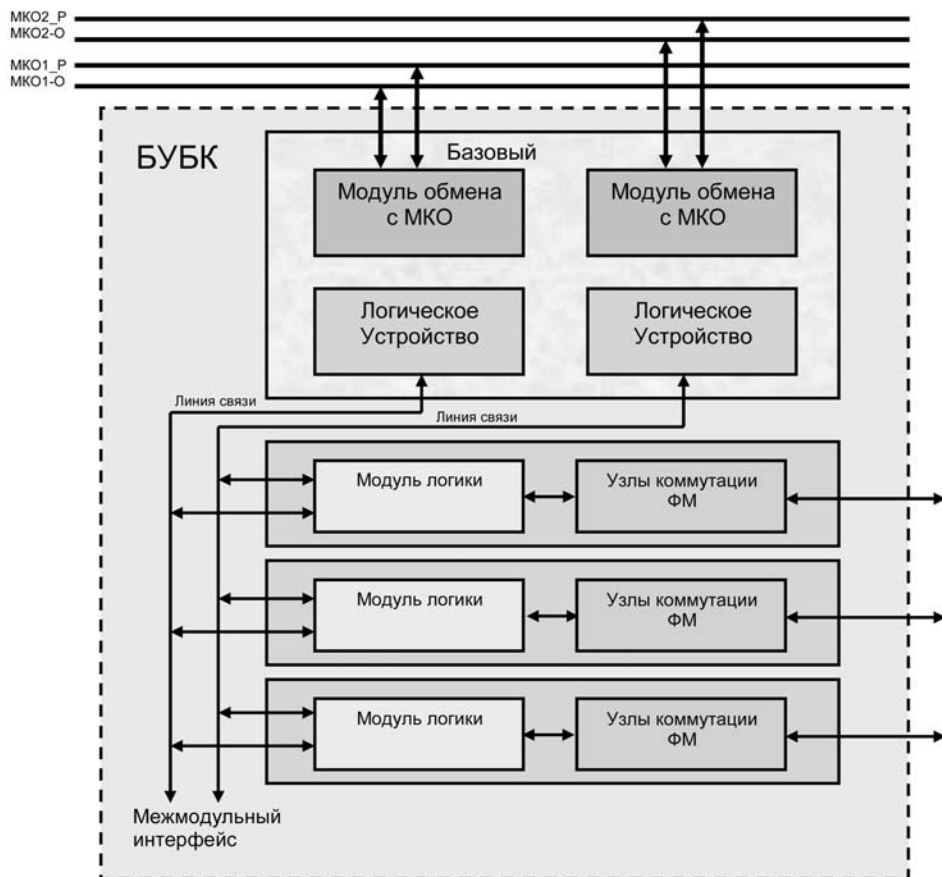


Рис. 4.3.4. Структурная схема прибора БУБК

МК — модуль выдачи 64 команд управления;

МФ1 — модуль формирования 16 фидеров питания с номинальным током нагрузки до 2 А и защитой от токовых перегрузок;

МФ2 — модуль формирования 8 фидеров питания с номинальным током нагрузки от 2 до 5 А и защитой от токовых перегрузок;

МПС — модуль приема релейных сигналов на 64 входа;

МУК — модуль управления клапанами (МУК1, МУК2).

Конструктивно в БУБК может входить до 8 модулей, из них один модуль базовый МБ и до 7 функциональных модулей.

Назначение МБ:

прием в прибор и передача из прибора информации по стандартному мультиплексно-

му каналу обмена, аналогу MIL 1553B (ГОСТ Р 52070–2003) или CAN, в зависимости от модификации модуля МБ;

организация обмена по внутреннему межмодульному интерфейсу между МБ и каждым ФМ;

обработка передаваемой информации.

МБ состоит из двух одинаковых независимых каналов. Каждый канал может обмениваться информацией с ЦВМ по резервированной линии МКО (МКО1 — основная/резервная, МКО2 — основная/резервная) и с функциональными модулями по межмодульному интерфейсу. При этом для обмена используется только один канал, другой находится в дежурном режиме («горячий» резерв). Тот канал МБ, через который происходит обмен с ЦВМ, активизирует свой ка-

нал межмодульного интерфейса для обмена с ФМ.

Основные компоненты канала МБ:

модуль обмена по МКО, реализующий на МКО функции оконечного устройства;
многократно программируемая логическая микросхема (FPGA).

Конфигурация программы, загружаемая в логическую микросхему конкретного прибора, определяется конкретным составом модулей ФМ и назначением прибора БУБК (набора функций).

Функциональные модули (ФМ) могут быть различных типов.

Для СУБА автоматических КА разработан набор модулей:

модули, формирующие фидера питания ФМ1 и ФМ2;

модули, выдающие команды управления МК1, МК2 и МКДУ;

модуль фидеров питания основных средств (МФОС), используемый для реализации функций начального включения БКУ и реконфигурации;

модуль обмена кодовой информацией (МКИ).

Для МЛМ помимо модулей МБ, ФМ1, ФМ2, МК1, МК2, МКДУ дополнительно разработан модуль дискретных сигналов (МДС) для опроса дискретных датчиков.

Каждый канал МБ и каждый ФМ имеет источник вторичного питания (ВИП) с входом, позволяющим отключить его по команде МБ. Это позволяет уменьшить энергопотребление прибора в случае длительного неиспользования конкретного ФМ.

Прибор БСКЭ обеспечивает двухполюсную коммутацию и токовую защиту четырех фидеров электропитания. Номинальный ток нагрузки двух коммутаторов 6 А и двух других — 12 А. Коммутаторы построены на основе интеллектуальных силовых транзисторов. Коммутаторы управляются внешними командами.

СУБА автоматических космических аппаратов.

На базе унифицированной космической платформы (УКП) в РКК «Энергия» разработаны современные связные автоматические КА

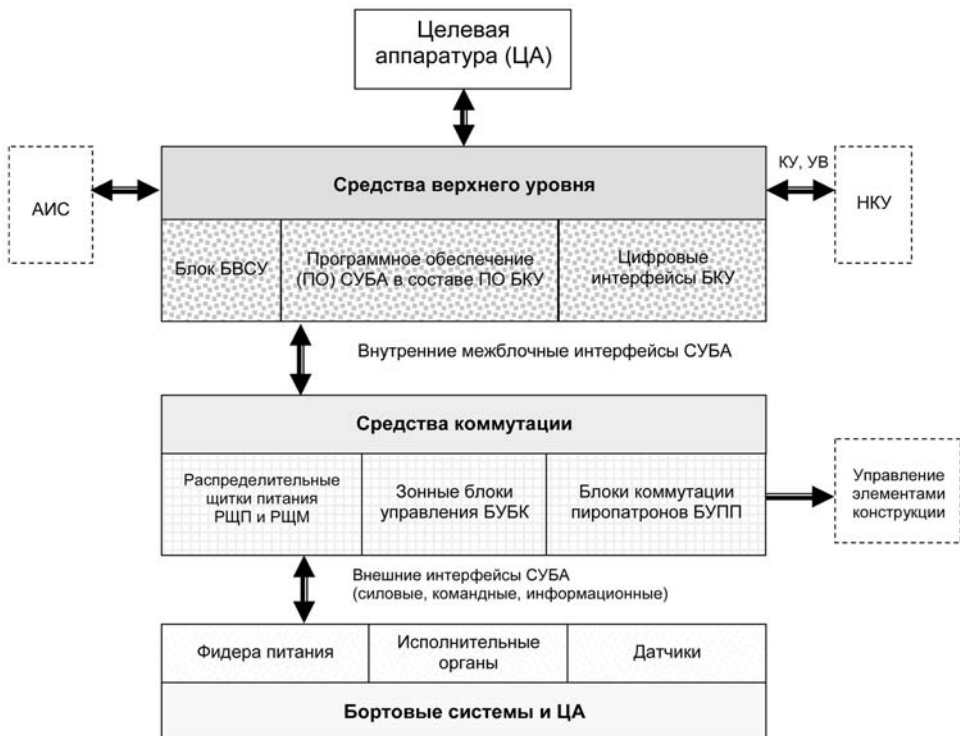


Рис. 4.3.5. Функционально-структурная схема СУБА унифицированной космической платформы

«Ямал-100», «Ямал-200», «Ямал-300» и КА дистанционного зондирования Земли «БелКА».

Средства СУБА на УКП интегрированы в бортовом комплексе управления со средствами БВС, СБИ и СУДН и БРТК (рис. 4.3.5).

На этапе штатной эксплуатации бортовыми средствами обеспечено автономное управление КА с минимальной поддержкой со стороны наземного персонала управления. Все задачи управления автоматизированы, включая задачи выявления и парирования отказов и нештатных ситуаций.

Поддержка управления с Земли осуществляется в минимально необходимом объеме, в основном в виде программы функционирования целевого оборудования и периодической коррекции бортовой шкалы времени.

Средствами СУБА верхнего уровня являются программные средства общесистемного и функционального ПО СУБА в составе интегрированного ПО БКУ и аппаратные средства начального включения и реконфигурации (блок БВСУ).

Коммутационная среда БКУ образована совокупностью унифицированных электронных блоков управления бортовым комплексом (БУБК), разработанных с использованием современной элементной базы и высоким уровнем резервирования, необходимым для обеспечения продолжительности летной эксплуатации (10–15 лет).

Глава 4.4

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ И НАВИГАЦИИ

4.4.1. РЕЖИМЫ ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

4.4.1.1. Состав и классификация систем ориентации

Система управления, осуществляющая управление угловым положением (управление ориентацией) КА в пространстве, называется системой ориентации (системой управления ориентацией).

Управлением ориентацией КА называется осуществление требуемого для решения целевых задач КА углового движения триэдра осей, связанных с КА, относительно заданной в пространстве системы координат.

Первая из систем координат носит название связанной системы координат (ССК), вто-

рая — базовой системы координат (БСК). Начала обеих систем координат, как правило, совпадают.

Часто вместо термина «управление ориентацией» используется термин «ориентация».

Система ориентации (СО) содержит:

систему определения ориентации, т.е. совокупность приборов и устройств, позволяющих построить на борту БСК и определить кинематические параметры, связывающие БСК и ССК;

систему исполнительных органов, т.е. устройства, формирующие требуемый для управления угловым движением КА момент;

логические, преобразующие и вычислительные устройства, осуществляющие обработку информации, формирование алгоритмов управления, контроль работоспособности элементов СО и т.д.

Классификация СО проводится по различным признакам.

По типу базовых систем координат:

системы инерциальной ориентации — БСК Кенигова, оси которой двигаются поступательно (не вращаются) относительно инерциального пространства;

системы орбитальной ориентации; БСК — орбитальная, одна из осей которой направлена по радиусу-вектору, соединяющему центры масс планеты и КА, вторая — по направлению нормали к плоскости орбиты, третья дополняет систему координат до правой ортогональной;

системы солнечно-земной ориентации — БСК определяется векторами направления на Солнце и центр Земли;

системы ориентации во вращающейся системе координат, БСК вращается в инерциальном пространстве с некоторой угловой скоростью (система орбитальной ориентации является частным случаем ориентации относительно вращающейся системы координат).

По степени полноты управления угловым положением:

одноосные СО; ориентируется лишь одна ось, связанная с КА (стабилизация вращением, ориентация панелей солнечных батарей на Солнце и т.д.);

трехосные СО; осуществляется управление угловым положением триэдра осей, связанных с КА, относительно БСК.

В зависимости от того, каким образом создаются управляющие моменты:

активные — для создания моментов управления затрачивается энергия бортовых источни-

ков (электроэнергия аккумуляторов, восполняемая солнечными батареями, либо энергия рабочего тела, запасенного на борту КА);

пассивные — управляющие моменты создаются за счет внешних физических полей (гравитационного, магнитного, аэродинамических сил, сил солнечного давления и т.п.);

комбинированные, сочетающие свойства первых двух СО.

По типу основных ориентиров, используемых для построения БСК системы: солнечной ориентации; звездной ориентации; ориентации на Землю и т.п.

По степени использования наземных средств управления:

автономные; управление ориентацией осуществляется бортовыми устройствами КА;

неавтономные; для управления угловым положением КА применяются наземные средства.

В процессе работы СО осуществляет ряд типовых режимов:

успокоение, т.е. гашение угловых скоростей, полученных КА после отделения от носителя или разгонного блока;

начальный поиск ориентиров — управление угловым движением КА, в результате которого осуществляются поиск и удержание в поле зрения соответствующих датчиков основных внешних ориентиров (Солнца, Земли, звезд);

приведение ориентации к заданной — совмещение связанной и базовой систем координат;

поддержание требуемой ориентации — основной режим работы СО, в котором осуществляется стабилизация связанной системы координат относительно базовой с требуемой точностью;

режим программных поворотов — поворот КА относительно заданной оси на требуемый угол. Режим программных поворотов проводится для переориентации целевой аппаратуры, ориентации маршевых двигателей КА и т.п.;

режим закрутки на Солнце — одноосная стабилизация КА вращением, при которой вектор, нормальный к поверхности солнечных батарей, совпадает с точностью до ошибок ориентации с направлением на Солнце. Этот режим используется в аварийных ситуациях, хотя для ряда КА он является типовым рабочим режимом (при длительных полетах к планетам солнечной системы для ориентации солнечных батарей).

4.4.1.2. Типы систем ориентации

Гравитационные системы ориентации (ГСО)

ГСО обеспечивает с точностью до ошибок ориентации совмещение главных центральных осей инерции КА с ортами орбитальной системы координат. Главные центральные моменты инерции гравитационно ориентированного КА должны удовлетворять условию

$$J_1 < J_2 < J_3,$$

где J_1, J_2 — главные центральные моменты инерции относительно осей, совпадающих в ориентируемом положении с местной вертикалью и нормалью к плоскости орбиты соответственно.

Для формирования требуемого тензора инерции применяются гравитационные штанги (ГШ), которые представляют собой стержни, на концах которых закреплены грузы. Стержни в основном изготавливаются из металлической ленты, намотанной на катушку, установленную на поверхности КА. Вследствие предварительного напряжения ленты она сворачивается в стержень при сматывании ее с катушки.

Рассеивание кинетической энергии, полученной КА после отделения от носителя, осуществляется различными демпфирующими устройствами (механическими, магнитными, электромагнитными и т.п.). Для сокращения времени приведения в ориентируемое положение может применяться и реактивная система.

ГСО имеет высокую надежность, малые вес и энергопотребление. Точность ГСО невысока и составляет 5...10 угл. град. Погрешность ориентации в основном определяется следующими причинами:

несовпадением связанной системы координат с главными центральными осями инерции;

действием внешних возмущающих моментов (магнитного, аэродинамического, солнечного давления);

тепловыми деформациями гравитационных штанг из-за неравномерной освещенности их Солнцем.

ГСО применяется на орбитах (400...1500 км), где гравитационный момент превосходит другие составляющие внешнего момента.

Магнитно-гравитационная система ориентации (МГСО) является комбинацией магнит-

ной и гравитационной систем. В МГСО груз, установленный на конце гравитационной штанги, представляет собой магнитный успокоитель (МУ). МУ состоит из двух концентрических сфер: внутренней с закрепленным постоянным магнитом, и внешней, изготовленной из электропроводящего материала. Пространство, заключенное между двумя сферическими поверхностями, заполнено вязкой жидкостью. Внутренняя сфера под действием магнитного поля Земли (МПЗ) ориентируется определенным образом относительно этого поля.

Демпфирование ротационных и вибрационных колебаний гравитационно ориентированного КА достигается за счет рассеивания энергии из-за вязкого трения при относительном движении сфер и потерь на вихревые токи, наведенные во внешней сфере [3, 5].

Для предварительной ориентации и обеспечения однозначного углового положения КА относительно местной вертикали на КА, функционирующих на полярных и близких к ним орбитах, используется магнитная система (МС). МС, выполненная в виде электромагнита, осуществляет ориентацию оси, совпадающей с осью ГШ, по вектору напряженности магнитного поля Земли. По истечении времени, необходимого для рассеивания энергии, полученной КА после отделения от носителя, в районе полюса Земли, где вектор напряженности МПЗ и гравитационная вертикаль близки по направлению, МС отключается и выдвигается ГШ. При этом осуществляется однозначная ориентация КА по гравитационной вертикали.

МГСО и ГСО имеют близкие точностные характеристики.

Магнитно-гравитационная система с управляемой ГШ содержит на борту помимо указанных выше приборов и устройств МГСО еще построитель местной вертикали (ПМВ). Кроме того, в рассматриваемом случае ГШ вместе с механизмом выдвигения установлена на КА в двухступенном кардановом подвесе. Углы поворота подвеса регулируются приводом по сигналам ПМВ. При этом обеспечивается изменение управляющего момента в зависимости от отклонения одной из осей КА от направления местной вертикали. При использовании соответствующих алгоритмов управления в такой системе можно обеспечить ошибки ориентации относительно местной вертикали (каналы крена и тангажа) на уровне погрешностей ПМВ.

Точность ориентации по курсу (вокруг местной вертикали) можно повысить, если на борту КА установить одноосный электродвигатель-маховик (ЭДМ). Ось вращения ротора маховика совпадает со связанной осью, которая в ориентируемом положении ортогональна плоскости орбиты. Угловая скорость вращения ротора — величина постоянная.

Ошибка ориентации по курсу $\Delta\psi$ оценивается следующим соотношением:

$$\Delta\psi = \frac{M}{H\omega_0}, \quad (4.4.1)$$

где M — величина составляющей вектора внешних возмущений, действующих относительно осей курса и крена; H — кинетический момент ЭДМ; ω_0 — орбитальная угловая скорость.

Гравитационная система с гиродемпфером (ГСГД) содержит ГШ с механизмом выдвигения и гиродемпфер (ГД). В простейшем варианте ГД представляет собой ротор, угловая скорость которого поддерживается электродвигателем постоянной. Ротор установлен в одно- (двух-) степенном кардановом подвесе.

При нулевых углах поворота подвеса ось вращения ротора совпадает с осью тангажа, т.е. в ориентируемом положении ортогональна плоскости орбиты.

На осях подвеса установлены упруговязкие амортизаторы, которые рассеивают энергию при относительном угловом движении ротора ГД и корпуса КА. Кроме того, гиродемпфер дает возможность увеличить точность ориентации по курсу. Погрешность по этому каналу в первом приближении описывается равенством (4.4.1).

Система ориентации вращением

Система ориентации вращением (СОВ) обеспечивает ориентацию одной из главных центральных осей КА в произвольно заданном направлении в инерциальном пространстве. Ориентация аппарата обеспечивается за счет придания ему постоянной угловой скорости вращения относительно стабилизируемой оси.

В отсутствие внешних возмущений, в соответствии с теоремой об изменении кинетического момента, вектор кинетического момента КА, номинально совпадающий по направлению со стабилизируемой осью, не изменяет своего положения в пространстве. Под действием момента M внешних сил стабили-

зируемая ось e будет отклоняться от заданного направления со скоростью, величина которой может быть оценена выражением:

$$\frac{de}{dt} = \frac{M}{J\omega},$$

где J , ω — момент инерции и угловая скорость вращения относительно оси стабилизации.

В СОВ приведение оси в стабилизируемое положение, раскрутка аппарата в основном обеспечиваются реактивной системой. Для периодической коррекции углового положения КА применяются различные исполнительные органы СО: реактивные, магнитные и т.д., для управления которыми используется информация от датчика, измеряющего отклонение от ориентированного положения.

Демпфирование нутационных колебаний, т.е. ликвидация составляющей вектора угловой скорости вращения КА, ортогональной стабилизируемой оси, может осуществляться как активным образом с использованием измерителей угловой скорости и исполнительных органов СО, так и различными пассивными устройствами: механическими, магнитными, электромагнитными демпферами.

Точность систем ориентации вращением невелика и составляет примерно 1,5...5 угл. град. Погрешности ориентации в основном определяются:

несовпадением стабилизируемой оси с главной центральной осью инерции;

погрешностью определения углового положения стабилизируемой оси;

остаточной составляющей вектора угловой скорости, нормальной оси стабилизации.

Система ориентации со стабилизирующим маховиком. В ней роль носителя кинетического момента выполняет одностепенной стабилизирующий маховик, ротор которого вращается с постоянной угловой скоростью. Система ориентации с двойным вращением является дальнейшим развитием СОВ и применяется для трехосной ориентации КА — часть конструкции КА, вращающаяся относительно аппарата также с постоянной угловой скоростью. В остальном принципы построения этих систем те же, что и системы ориентации вращением.

Для управления угловым положением в системах ориентации с двойным вращением в основном использовалась реактивная система. Источником информации для управления

по всем трем осям являлся построитель местной вертикали.

При трехосной орбитальной ориентации КА с двойным вращением погрешность ориентации относительно местной вертикали в основном определяется ошибками ПМВ, а по курсу описывается выражением (4.4.1). Для зарубежных геостационарных аппаратов связи она составляет 0,5...1,5 угл. град.

Система ориентации с силовым гиросtabilизатором в упруговязком подвесе широко применялась для управления угловым положением отечественных спутников связи первого поколения, функционирующих как на геостационарной, так и высокоэллиптических орбитах.

Ограничимся рассмотрением СО для геостационарных аппаратов, которые в основном режиме постоянно ориентируются в орбитальной системе координат (ОСК). Система ориентации с силовым гиросtabilизатором в упруговязком подвесе (СОСГ) является усовершенствованной системой со стабилизирующим маховиком.

В СОСГ роль носителя кинетического момента выполняет ротор стабилизатора. Ротор стабилизатора устанавливается в двухступенном кардановом подвесе, на осях которого установлены упруговязкие амортизаторы. При нулевых углах поворота подвеса ось ротора совпадает с осью тангажа связанной системы координат. Углы поворота подвеса ограничены величиной 15...20 угл. град. механическими упорами.

Управление угловым движением КА относительно оси тангажа осуществляется за счет изменения угловой скорости вращения ротора электродвигателем относительно ее постоянного значения $\Omega_0 \pm \Delta$ ($\Omega_0 > \Delta$). Наличие постоянной составляющей угловой скорости обеспечивает гиросtabilлизацию аппарата.

Демпфирование угловых скоростей аппарата в каналах курса и крена достигается за счет рассеивания энергии в упруговязких амортизаторах. Для управления угловым движением КА в этих каналах используются реактивные двигатели. Кроме того, реактивные двигатели применяются для разгрузки ротора гиросtabilизатора при достижении им предельных значений угловой скорости $\Omega \pm \Delta$, т.е. угловая скорость ротора в этом режиме приводится к величине Ω .

Источником информации об угловом положении КА в режиме орбитальной ориентации является единственный прибор — по-

строитель местной вертикали. Управление по курсу (угол курса на борту непосредственно не измеряется) осуществляется за счет кинематической и динамической взаимосвязи каналов курса и крена.

Точностные характеристики СОСГ близки к характеристикам СО с двойным вращением.

Система ориентации с управляемым гиросtabilизатором (СОУГС) применяется на геостационарных спутниках связи второго поколения. Основой этой системы также является гиросtabilизатор, на осях карданова подвеса которого установлены приводы. Приводы разворачивают рамы подвеса по информации от системы определения углового положения и обеспечивают орбитальную ориентацию КА по каналам курса и крена. Углы поворота рам подвеса ограничены величиной 15...20 угл. град. При достижении предельных значений силовой гиросtabilизатор разгружается, т.е. углы поворота подвеса приводятся в нулевое состояние при одновременной работе реактивных двигателей ориентации.

Управление по каналу тангажа осуществляется аналогично управлению в этом канале при использовании системы с силовым гиросtabilизатором в упруговязком подвесе.

На ряде КА силовой гиросtabilизатор имеет два ротора, вращающихся относительно одной и той же оси. Первый ротор вращается с постоянной угловой скоростью Ω и является носителем постоянного кинетического момента КА. Угловая скорость второго регулируется в пределах $\pm\Delta$ для управления углом тангажа. При этом обеспечивается минимизация затрат электроэнергии на управление ориентацией.

Система определения углового положения содержит датчики Земли, Солнца и Полярной звезды.

Точность рассмотренной системы 0,1...0,2 угл. град.

Системы ориентации с управляющими электродвигателями-маховиками

Системы ориентации с управляющими двигателями-маховиками (СОЭДМ) применяются на КА, которые должны быть постоянно стабилизированы с высокой точностью по угловой скорости (до 10^{-5} ... 10^{-6} с⁻¹) в течение значительного времени (метеорологические аппараты, КА для проведения технологических наблюдений, исследования природных ресурсов Земли и т.п.).

Для трехосной ориентации КА минимально необходимо три электродвигателя-маховика, оси вращения роторов которых не лежат в одной плоскости (не компланарны). На практике в основном применяется ортогональная схема расположения осей вращения.

Для повышения надежности системы ЭДМ на борту может быть установлено и большее их число. При этом обеспечивается сохранение работоспособности системы при отказах ЭДМ. Максимальная надежность ЭДМ будет обеспечена, если оси вращения роторов любой тройки маховиков не компланарны.

Угловые скорости вращения роторов ЭДМ ограничены из соображений прочности, а также по той причине, что при их возрастании пропорционально возрастают и затраты электроэнергии на создание одной и той же величины приращения кинетического момента. При достижении предельных значений угловых скоростей роторов требуется разгрузка маховиков, т.е. их торможение. Для сохранения ориентации КА при этом необходимо создание вектора внешнего момента, величина которого равна значению момента, возникающего при торможении роторов ЭДМ, а направление противоположно направлению момента, возникающего при торможении роторов маховиков.

В качестве источника внешнего момента на практике в большинстве случаев используется реактивная или магнитная системы. На некоторых КА для разгрузки используются гравитационный или аэродинамический моменты.

Системы с силовыми гироскопами

Силовые гироскопы используются, если для управления угловым положением требуются значительные моменты, т.е. КА совершает быстрые угловые маневры или имеет большие габаритно-массовые характеристики при длительном сроке активного существования аппарата.

Данные требования характерны для КА наблюдения с высоким уровнем разрешения, орбитальных станций, крупногабаритных космических платформ.

4.4.1.3. Базовые системы координат

Система координат (СК), с которой при идеальной ориентации совпадает связанная с КА СК, называется базовой системой координат.

нат (БСК). Началом БСК, как правило, является центр масс КА. Для определения осей БСК необходимо и достаточно задать два неколлинеарных вектора e_1, e_2 ($e_1 \times e_2 \neq 0$). В практике проектирования СО КА используются в основном правые ортогональные системы координат. Орты БСК при этом определяются следующим образом:

$$\begin{aligned} t_1 &= \frac{e_1}{|e_1|}; \\ t_2 &= t_3 \times t_1 = \frac{e_2 e_1^2 - e_1 (e_1 \times e_2)}{|e_1| |e_1 \times e_2|}; \\ t_3 &= \frac{e_1 \times e_2}{|e_1 \times e_2|}. \end{aligned} \quad (4.4.2)$$

Вектор абсолютной угловой скорости вращения БСК относительно инерциального пространства равен

$$\bar{\omega}_{\text{БСК}} = \sum_{i=1}^3 \omega_{\text{БСК}i} t_i, \quad (4.4.3)$$

где $\omega_{\text{БСК}1} = t_3 \cdot \dot{t}_2 = -t_2 \cdot \dot{t}_3$; $\omega_{\text{БСК}2} = t_1 \cdot \dot{t}_3 = -t_3 \cdot \dot{t}_1$; $\omega_{\text{БСК}3} = t_2 \cdot \dot{t}_1 = -t_1 \cdot \dot{t}_2$, знак « \cdot » означает производную в невращающейся (кениговой) системе координат.

Невращающаяся («инерциальная», кенигова) базовая система координат

Векторы e_1, e_2 в этом случае связываются с неподвижными в инерциальном пространстве ориентирами, например, с парой не совпадающих на небесной сфере звезд. Абсолютная угловая скорость вращения БСК равна нулю.

Орбитальная система координат (ОСК)

Орты t_1 и t_3 ОСК соответственно совпадают по направлению с местной вертикалью (радиусом-вектором орбиты) и нормалью к плоскости орбиты. При пренебрежении угловой скоростью прецессии плоскости орбиты вектор абсолютной угловой скорости вращения ОСК равен

$$\Omega_{\text{ОСК}} = \omega_0 t_3,$$

где ω_0 — орбитальная угловая скорость.

Солнечно-земная система координат (СЗСК)

Базис СЗСК определяется:

$$t_1 = s; \quad t_2 = \frac{u - s \cos \varphi}{|\sin \varphi|}; \quad t_3 = \frac{s \times u}{|\sin \varphi|}, \quad (4.4.4)$$

где s и u — соответственно единичные векторы направления на Солнце и центр Земли; φ — угол между векторами s и u ($\cos \varphi = s \cdot u$).

При пренебрежении изменением направления вектора s в инерциальном пространстве вектор абсолютной угловой скорости вращения СЗСК равен

$$\Omega_{\text{СЗСК}} = \frac{\dot{u}(s \times u)}{1 - (s \cdot u)} t_1 = \frac{\omega_0 s u}{\sin^2 \varphi} t_1, \quad (4.4.5)$$

где ω_0 — орбитальная угловая скорость; n — единичный вектор, нормальный к плоскости орбиты.

При $\varphi = \varphi_0 = k\pi$, $k = 0, \pm 1, \pm 2, \dots$, СЗСК вырождается. При $\varphi \rightarrow \varphi_0$ угловая скорость $\Omega_{\text{СЗСК}}$ значительно возрастает, достигая в пределе бесконечно больших значений.

Земно-солнечная система координат (ЗССК)

Базис ЗССК определяется:

$$t_1 = u; \quad t_2 = \frac{s - u \cos \varphi}{|\sin \varphi|}; \quad t_3 = \frac{u \times s}{|\sin \varphi|}, \quad (4.4.6)$$

где u и s имеют прежний смысл.

Матрица перехода, связывающая базисы СЗСК и ЗССК, имеет вид

$$\begin{aligned} & (t_1 \ t_2 \ t_3)_{\text{ЗССК}} = \\ & = (t_1 \ t_2 \ t_3)_{\text{СЗСК}} \begin{bmatrix} \cos \varphi & -\sin \varphi & 0 \\ \sin \varphi & \cos \varphi & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix}. \end{aligned} \quad (4.4.7)$$

Вектор угловой скорости ЗССК относительно СЗСК равен

$$\Omega_{\text{ЗССК}} = \dot{\varphi} t_3, \quad (4.4.8)$$

где t_3 — орт ЗССК.

В окрестности $\varphi = k\pi$, $k = 0, \pm 1, \pm 2, \dots$, ЗССК присущи те же особенности, что и СЗСК.

Тяговая система координат (ТСК)

Единичный вектор e_1 коллинеарен требуемому направлению вектора тяги двигательной установки. Единичный вектор e_2 связывают с каким-либо ориентиром: Солнцем, звездой, центром Земли, нормалью к плоскости орбиты и т.д.

Если вектор e_2 неподвижен в инерциальном пространстве, то абсолютная угловая скорость тяговой системы координат равна

$$\begin{aligned} \Omega_{\text{ТСК}} &= \frac{\dot{e}_1(e_2 \times e_1)}{\sin^2 \varphi} e_2 + \dot{\varphi} \frac{e_1 \times e_2}{|\sin \varphi|} = \\ &= -\frac{\dot{e}_1 t_3}{|\sin \varphi|} (t_1 \cos \varphi + t_2 \sin \varphi) + \dot{\varphi} t_3, \quad (4.4.9) \end{aligned}$$

где φ — угол между векторами e_1, e_2 ; t_i ($i = 1, 2, 3$) — базис ТСК; \dot{e}_1 — производная вектора e_1 в невращающейся системе координат.

Визирная система координат (ВСК)

Орты t_1, t_2, t_3 ВСК определяются следующим образом:

$$t_1 = r |r|^{-1}; \quad t_2 = (r \times \dot{r}) |r|^{-1}; \quad t_3 = t_1 \times t_2,$$

где r — вектор относительной дальности КА и визируемого объекта; \dot{r} — производная вектора r относительно невращающейся системы координат.

Проекции $\omega_{\text{ВСК1}}, \omega_{\text{ВСК2}}, \omega_{\text{ВСК3}}$ вектора абсолютной угловой скорости ВСК на ее оси вычисляются по формулам:

$$\begin{aligned} \omega_{\text{ВСК1}} &= \ddot{r} \cdot (r \times \dot{r}) |r| |r \times \dot{r}|^{-2}; \\ \omega_{\text{ВСК2}} &= |r \times \dot{r}| |r|^{-2}; \quad \omega_{\text{ВСК3}} = 0. \end{aligned}$$

При $r \times \dot{r} = 0$ ВСК вырождается.

4.4.1.4. Математическая модель движения космического аппарата относительно центра масс

Математическая модель движения аппарата относительно ЦМ содержит:

кинематические соотношения, т.е. систему дифференциальных уравнений, связывающих составляющие вектора угловой скорости КА с кинематическими параметрами, описывающими угловое положение аппарата, и их производными по времени;

динамические уравнения, т.е. систему дифференциальных уравнений, связывающих составляющие вектора абсолютной угловой скорости движения КА относительно ЦМ и их производные по времени с составляющими моментов, действующих на аппарат;

уравнения, описывающие момент внешних возмущающих сил, действующих на аппарат;

соотношения, определяющие моменты управления;

математические модели датчиков, вычислительных и преобразующих устройств.

Кинематические соотношения при углом движении

Линейные преобразования векторов

1. Рассмотрим два вектора в трехмерном евклидовом пространстве x и y . Линейное преобразование

$$y = Ax, \quad (4.4.10)$$

при $AA^* = A^*A = I$, где A — транспонированная матрица; I — единичная матрица, определяет операцию вращения, так как сохраняет модули векторов и углы между ними. Матрица A в этом случае называется ортогональной.

2. Пусть t_i и g_i ($i = 1, 2, 3$) — два произвольных ортонормированных базиса в трехмерном евклидовом пространстве, связанных ортогональным преобразованием

$$(g_1 \ g_2 \ g_3) = (t_1 \ t_2 \ t_3)A. \quad (4.4.11)$$

Если $\det A = 1$, то преобразование A сохраняет взаимную ориентацию векторов базиса (правую и левую системы координат переводит соответственно в правые и левые системы), кроме того, сохраняет векторное и смешанное произведения векторов.

3. Пусть t_i ($i = 1, 2, 3$) — произвольный ортонормированный базис:

$$x = \sum_{i=1}^3 t_i x_i; \quad y = \sum_{i=1}^3 t_i y_i.$$

Ортогональное преобразование $y = Ax$ в координатной форме имеет вид

$$\begin{aligned} y_1 &= a_{11}x_1 + a_{12}x_2 + a_{13}x_3; \\ y_2 &= a_{21}x_1 + a_{22}x_2 + a_{23}x_3; \\ y_3 &= a_{31}x_1 + a_{32}x_2 + a_{33}x_3. \end{aligned} \quad (4.4.12)$$

Матрица A — ортогональная, поэтому

$$\sum_{j=1}^3 a_{ij}a_{kj} = \sum_{j=1}^3 a_{ji}a_{jk} = \begin{cases} 0, & \text{если } i \neq k; \\ 1, & \text{если } i = k. \end{cases}$$

4. Пусть x_i^t и x_i^g — координаты вектора x в двух ортонормированных базисах t_i и g_i ($i = 1, 2, 3$), т.е.

$$x = \sum_{i=1}^3 t_i x_i^t; \quad y = \sum_{i=1}^3 g_i x_i^g. \quad (4.4.13)$$

Векторы-столбцы x^t и x^g координат вектора x связаны соотношением

$$x^g = A^* x^t; \quad x^t = Ax^g, \quad (4.4.14)$$

где $x^t = (x_1^t \ x_2^t \ x_3^t)^*$; $x^g = (x_1^g \ x_2^g \ x_3^g)^*$.

5. Рассмотрим произвольное линейное преобразование в трехмерном евклидовом пространстве

$$y = Ax.$$

Обозначим B^t и B^g — матрицы преобразования B соответственно в ортонормированных базисах t_i и g_i ($i = 1, 2, 3$), тогда

$$B^g = A^* B^t A. \quad (4.4.15)$$

Угол поворота. Ось вращения

Ортогональное преобразование A поворачивает радиус-вектор x каждой точки трехмерного евклидова пространства на угол поворота

$$A = \begin{bmatrix} \lambda^2 - \mu^2 - \nu^2 + \rho^2 & 2(\lambda\mu + \nu\rho) & 2(\nu\lambda - \mu\rho) \\ 2(\lambda\mu - \nu\rho) & \mu^2 - \nu^2 - \lambda^2 + \rho^2 & 2(\mu\nu + \lambda\rho) \\ 2(\nu\lambda + \mu\rho) & 2(\mu\nu - \lambda\rho) & \nu^2 - \lambda^2 - \mu^2 + \rho^2 \end{bmatrix}. \quad (4.4.20)$$

δ вокруг оси вращения, точки которой неподвижны. Косинус угла поворота равен

$$\cos \delta = \frac{1}{2}(SpA - 1), \quad (4.4.16)$$

где $SpA = \sum_{i=1}^3 a_{ii}$ — след матрицы A .

Направляющие косинусы оси вращения соответственно равны

$$\begin{aligned} c_1 &= \frac{a_{32} - a_{23}}{2 \sin \delta}; \\ c_2 &= \frac{a_{13} - a_{31}}{2 \sin \delta}; \\ c_3 &= \frac{a_{21} - a_{12}}{2 \sin \delta}. \end{aligned} \quad (4.4.17)$$

Матрица ортогонального преобразования A может быть представлена в виде

$$\begin{aligned} A &= \cos \delta \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} + \\ &+ (1 - \cos \delta) \begin{bmatrix} c_1^2 & c_1 c_2 & c_1 c_3 \\ c_2 c_1 & c_2^2 & c_2 c_3 \\ c_3 c_1 & c_3 c_2 & c_3^2 \end{bmatrix} + \\ &+ \sin \delta \begin{bmatrix} 0 & -c_3 & c_2 \\ c_3 & 0 & c_1 \\ -c_2 & c_1 & 0 \end{bmatrix}. \end{aligned} \quad (4.4.18)$$

Параметры Родрига–Гамильтона

Четыре симметрических параметра однозначно определяют вращение

$$\lambda = c_1 \sin\left(\frac{\delta}{2}\right); \quad \mu = c_2 \sin\left(\frac{\delta}{2}\right);$$

$$\nu = c_3 \sin\left(\frac{\delta}{2}\right); \quad \rho = \cos\left(\frac{\delta}{2}\right);$$

$$(\lambda^2 + \mu^2 + \nu^2 + \rho^2 = 1). \quad (4.4.19)$$

Выраженная через параметры Родрига–Гамильтона матрица A имеет вид

Кватернионы

Четыре параметра Родрига–Гамильтона определяют кватернион $\Lambda(\lambda, \mu, \nu, \rho)$. Математические операции с кватернионами подчиняются правилам алгебры кватернионов.

Вращение вокруг осей координат

Матрицы $A_i(\alpha_i)$ описывают вращение вокруг положительных осей, коллинеарных ортам ортогонального базиса t_i на углы α_i ($i = 1, 2, 3$):

$$A_1(\alpha) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \alpha_1 & -\sin \alpha_1 \\ 0 & \sin \alpha_1 & \cos \alpha_1 \end{bmatrix};$$

$$A_2(\alpha) = \begin{bmatrix} \cos \alpha_2 & 0 & \sin \alpha_2 \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \alpha_2 & 0 & \cos \alpha_2 \end{bmatrix}; \quad (4.4.21)$$

$$A_3(\alpha) = \begin{bmatrix} \cos \alpha_3 & -\sin \alpha_3 & 0 \\ \sin \alpha_3 & \cos \alpha_3 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}.$$

Углы Эйлера

Матрица A , описывающая вращение в трехмерном евклидовом пространстве, может быть различными способами представлена в виде произведения трех матриц, в частности

$$A = A_3(\alpha)A_2(\beta)A_3(\gamma) = \begin{bmatrix} \cos\alpha & -\sin\alpha & 0 \\ \sin\alpha & \cos\alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos\beta & 0 & \sin\beta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\beta & 0 & \cos\beta \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos\gamma & -\sin\gamma & 0 \\ \sin\gamma & \cos\gamma & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} =$$

$$= \begin{bmatrix} \cos\alpha \cos\beta \cos\gamma - \sin\alpha \sin\gamma & -\cos\alpha \cos\beta \sin\gamma - \sin\alpha \cos\gamma & \cos\alpha \sin\beta \\ \sin\alpha \cos\beta \cos\gamma - \cos\alpha \sin\gamma & -\sin\alpha \cos\beta \sin\gamma + \cos\alpha \cos\gamma & \sin\alpha \sin\beta \\ -\sin\beta \cos\gamma & \sin\beta \sin\gamma & \cos\beta \end{bmatrix}. \quad (4.4.22)$$

Углы α, β, γ носят название углов Эйлера. Последовательность поворотов в этом случае: первый поворот на угол α вокруг третьей оси, второй поворот на угол β вокруг нового положения второй оси, третий поворот на угол γ вокруг нового положения третьей оси.

При описании вращения углами Эйлера матрица A имеет вид $A = A_i(\alpha)A_k(\beta)A_i(\gamma)$, ($i, k = 1, 2, 3$). Три угла Эйлера однозначно определяют вращение. В свою очередь они с точностью до $2\pi k, k = \pm 1, \pm 2, \dots$, определяют вращением, за исключением случая $\beta = 0$.

Углы Крылова (самолетные)

Вращение описывается тремя углами: φ (крена), ϑ (тангажа) и ψ (курса). Матрица преобразования A имеет вид

$$A = A_1(\varphi)A_2(\vartheta)A_3(\psi) = \begin{bmatrix} \cos\vartheta \cos\psi & -\cos\vartheta \sin\psi & \sin\vartheta \\ \sin\varphi \sin\vartheta \cos\psi + \cos\varphi \sin\psi & -\sin\varphi \sin\vartheta \sin\psi + \cos\varphi \cos\psi & -\sin\varphi \cos\vartheta \\ -\cos\varphi \sin\vartheta \cos\psi + \sin\varphi \sin\psi & \cos\varphi \sin\vartheta \sin\psi + \sin\varphi \cos\psi & \cos\varphi \cos\vartheta \end{bmatrix}. \quad (4.4.23)$$

В ряде случаев применяется иной порядок поворотов на углы φ, ϑ, ψ .

Выражение параметров Родрига—Гамильтона через углы Эйлера. Параметры Родрига—Гамильтона λ, μ, ν, ρ связаны с углами Эйлера α, β, γ и направляющими косинусами c_1, c_2, c_3 следующим образом:

$$\begin{aligned} \lambda &= c_1 \sin \frac{\delta}{2} = \sin \frac{\gamma - \alpha}{2} \sin \frac{\beta}{2}; \\ \mu &= c_2 \sin \frac{\delta}{2} = \cos \frac{\alpha - \gamma}{2} \sin \frac{\beta}{2}; \\ \nu &= c_3 \sin \frac{\delta}{2} = \cos \frac{\alpha + \gamma}{2} \cos \frac{\beta}{2}; \\ \rho &= \cos \frac{\delta}{2} = \cos \frac{\alpha + \gamma}{2} \cos \frac{\beta}{2}. \end{aligned} \quad (4.4.24)$$

Бесконечно малые вращения.

Угловая скорость

Вращение в трехмерном евклидовом пространстве относительно оси, коллинеарной вектору c с направляющими косинусами c_1, c_2, c_3 , на бесконечно малый угол $d\delta$ описывается соотношением

$$y = x + dx = (1 + dA)x. \quad (4.4.25)$$

В ортонормированном базисе t_1, t_2, t_3 матрица преобразования dA кососимметрическая и имеет вид

$$dA = \begin{bmatrix} 0 & -c_3 & c_2 \\ c_3 & 0 & -c_1 \\ -c_2 & c_1 & 0 \end{bmatrix} d\delta. \quad (4.4.26)$$

Вектор dx равен

$$dx = dAx = (c \times x) d\delta, \quad (4.4.27)$$

где $c = \sum_{i=1}^3 c_i t_i$.

Для непрерывного вращения, описываемого соотношением

$$y(t) = (A(t)x),$$

где x — постоянный вектор, имеет место выражение

$$\frac{dy(t)}{dt} = \frac{dA(t)}{dt} x = \omega(t) \times y = \omega(t) \times (A(t)x). \quad (4.4.28)$$

Вектор $\omega(t)$, направленный вдоль мгновенной оси вращения, носит название вектора угловой скорости вращения.

Введем матрицу

$$\mathbf{\Omega} = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_3 & \omega_2 \\ \omega_3 & 0 & -\omega_1 \\ -\omega_2 & \omega_1 & 0 \end{bmatrix}, \quad (4.4.29)$$

где ω_i ($i = 1, 2, 3$) — проекции на оси подвижного базиса, т.е.

$$\boldsymbol{\omega}(t) = \sum_{i=1}^3 \omega_i \mathbf{g}_i. \quad (4.4.30)$$

Имеет место соотношение

$$\frac{d\mathbf{A}}{dt} = \mathbf{A}\mathbf{\Omega}. \quad (4.4.31)$$

Составляющие вектора $\boldsymbol{\omega}(t)$ соответственно равны

$$\omega_1(t) = -\mathbf{a}_2 \dot{\mathbf{a}}_3 = \mathbf{a}_3 \dot{\mathbf{a}}_2;$$

$$\omega_2(t) = \mathbf{a}_1 \dot{\mathbf{a}}_3 = -\mathbf{a}_3 \dot{\mathbf{a}}_1;$$

$$\omega_3(t) = -\mathbf{a}_1 \dot{\mathbf{a}}_2 = \mathbf{a}_2 \dot{\mathbf{a}}_1,$$

где $\mathbf{a}_i, \dot{\mathbf{a}}_i$ — векторы-столбцы матриц \mathbf{A} и $d\mathbf{A}/dt$.

Кинематические соотношения

Кинематические соотношения — это выражения, связывающие проекции вектора угловой скорости $\boldsymbol{\omega}_i(t)$ с параметрами, описывающими угловое движение, и их производными.

Ниже приведены кинематические соотношения для различных параметров, описывающих вращение, при невращающейся базовой системе координат.

$$\begin{aligned} \omega_1(t) &= 2(\dot{\lambda}\rho - \lambda\dot{\rho} + \dot{\mu}v - \mu\dot{v}) = \\ &= -\sin\beta \cos\gamma\dot{\alpha} + \sin\gamma\dot{\beta} = \cos\theta \cos\psi\dot{\phi} + \sin\psi\dot{\phi}; \\ \omega_2(t) &= 2(\dot{\mu}\rho - \mu\dot{\rho} + \dot{v}\lambda - v\dot{\lambda}) = \\ &= \sin\beta \cos\gamma\dot{\alpha} + \cos\gamma\dot{\beta} = -\cos\theta \sin\psi\dot{\phi} + \cos\psi\dot{\phi}; \\ \omega_3(t) &= 2(\dot{v}\rho - v\dot{\rho} + \dot{\lambda}\mu - \lambda\dot{\mu}) = \end{aligned} \quad (4.4.32)$$

$$= \cos\beta\dot{\alpha} + \dot{\gamma} = \sin\theta\dot{\phi} + \dot{\psi}.$$

$$\dot{\phi} = \frac{1}{\cos\theta} (\omega_1 \cos\psi - \omega_2 \sin\psi);$$

$$\dot{\theta} = \omega_1 \sin\psi - \omega_2 \cos\psi;$$

$$\dot{\psi} = (\omega_2 \sin\psi - \omega_1 \cos\psi) \operatorname{tg}\theta + \omega_3.$$

Кинематические соотношения для параметров Родрига—Гамильтона при вращающейся

ся базовой системе координат выглядят следующим образом:

$$\begin{aligned} \dot{\rho} &= -\frac{1}{2} [(\omega_1 - \omega_{\text{БСК1}})\lambda + (\omega_2 - \omega_{\text{БСК2}})\mu + \\ &\quad + (\omega_3 - \omega_{\text{БСК3}})v]; \\ \dot{\lambda} &= \frac{1}{2} [(\omega_1 - \omega_{\text{БСК1}})\rho + (\omega_3 + \omega_{\text{БСК3}})\mu - \\ &\quad - (\omega_2 + \omega_{\text{БСК2}})v]; \end{aligned} \quad (4.4.33)$$

$$\begin{aligned} \dot{\mu} &= \frac{1}{2} [(\omega_2 - \omega_{\text{БСК2}})\rho + (\omega_1 + \omega_{\text{БСК1}})v - \\ &\quad - (\omega_3 + \omega_{\text{БСК3}})\lambda]; \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \dot{v} &= \frac{1}{2} [(\omega_3 - \omega_{\text{БСК3}})\rho + (\omega_2 + \omega_{\text{БСК2}})\lambda - \\ &\quad - (\omega_1 + \omega_{\text{БСК1}})\mu], \end{aligned}$$

где $\omega_{\text{БСК1}}, \omega_{\text{БСК2}}, \omega_{\text{БСК3}}$ — проекции вектора абсолютной угловой скорости БСК на ее оси.

Кинематические соотношения при малом угловом отклонении связанной системы координат относительно базовой.

Если угловые отклонения связанного трехгранника \mathbf{g}_i относительно базового \mathbf{t}_i ($i = 1, 2, 3$) малы, то матрица перехода, связывающая эти базисы, с точностью до малых первого порядка может быть представлена в виде

$$(\mathbf{g}_1 \ \mathbf{g}_2 \ \mathbf{g}_3) = (\mathbf{t}_1 \ \mathbf{t}_2 \ \mathbf{t}_3)(\mathbf{E} + \mathbf{\Gamma}), \quad (4.4.34)$$

где \mathbf{E} — единичная матрица; $\mathbf{\Gamma}$ — кососимметричная матрица вида

$$\mathbf{\Gamma} = \begin{bmatrix} 0 & -\gamma_3 & \gamma_2 \\ \gamma_3 & 0 & -\gamma_1 \\ -\gamma_2 & \gamma_1 & 0 \end{bmatrix}.$$

Угловая скорость ССК относительно БСК в проекциях на ССК равна

$$\boldsymbol{\omega} = \sum_{i=1}^3 \mathbf{g}_i \omega_i = \dot{\boldsymbol{\gamma}}, \quad (4.4.35)$$

где $\dot{\boldsymbol{\gamma}}$ — вектор с координатами $\dot{\gamma}_i$ ($i = 1, 2, 3$).

Когда базовая система координат вращается с угловой скоростью $\boldsymbol{\Omega}_0$, абсолютная угловая скорость ССК $\boldsymbol{\omega}_a$ описывается выражением

$$\boldsymbol{\omega}_a = \sum \mathbf{g}_i \omega_i = \dot{\boldsymbol{\gamma}} + \boldsymbol{\omega}_0 \times \boldsymbol{\gamma} + \boldsymbol{\omega}_0, \quad (4.4.36)$$

где $\boldsymbol{\omega}_0$ — вектор-столбец с составляющими, равными координатам вектора $\boldsymbol{\Omega}_0$ в БСК.

Если угловое движение ССК относительно БСК описывается углами Крылова φ, ϑ, ψ , то

$$\gamma_1 = \varphi; \quad \gamma_2 = \vartheta; \quad \gamma_3 = \psi,$$

а когда углами Эйлера α, β, γ , то

$$\gamma_1 = \alpha; \quad \gamma_2 = \beta; \quad \gamma_3 = \gamma.$$

Динамические уравнения, описывающие движение аппарата относительно центра масс

1. Для получения динамических уравнений, описывающих движение КА относительно ЦМ, используется, как правило, теорема об изменении кинетического момента механической системы, которая может быть описана следующим выражением:

$$\frac{d\mathbf{K}}{dt} = \mathbf{M}, \quad (4.4.37)$$

где \mathbf{K} , \mathbf{M} — кинетический момент системы и момент суммы внешних сил относительно ЦМ всей системы; $\frac{d}{dt}$ означает производную в невращающейся (кениговой) системе координат.

Уравнение (4.4.37) может быть представлено в виде

$$\dot{\mathbf{K}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{K} = \mathbf{M}, \quad (4.4.38)$$

где $\dot{\mathbf{K}}$ — производная в системе отсчета, вращающейся относительно кениговой системы координат с угловой скоростью $\boldsymbol{\omega}$.

2. Кинетический момент системы, состоящей из основного тела (корпуса КА) массой m и n отдельных носимых тел (элементов КА) массой m_i , равен

$$\mathbf{K} = \left[\mathbf{J} + \sum_{i=1}^n (\mathbf{J}_i + \mathbf{J}'_i - \mathbf{J}_0) \right] \boldsymbol{\omega} + \sum_{i=1}^n \mathbf{J}_i \boldsymbol{\omega}_i + \sum_{i=1}^n m_i \mathbf{r}_i \times \mathbf{V}_i - \mathbf{M} \mathbf{r}_0 \times \mathbf{V}, \quad (4.4.39)$$

где \mathbf{r}_i — радиус-вектор ЦМ i -го носимого тела относительно ЦМ основного тела; \mathbf{r}_0 — радиус-вектор центра масс системы относительно центра масс основного тела, $\mathbf{r}_0 = \sum_{i=1}^n m_i \mathbf{r}_i / M$;

\mathbf{V}_0 и \mathbf{V}_i — векторы скоростей основного и носимых тел в системе отсчета, вращающейся с угловой скоростью $\boldsymbol{\omega}$; \mathbf{J} , \mathbf{J}_i — центральные тензоры инерции основного и носимых тел;

$\mathbf{J}'_i = m_i (\mathbf{J}_e \mathbf{r}_i^2 - \mathbf{r}_i \otimes \mathbf{r}_i)$ — тензор инерции материальной точки с массой m_i , совпадающей с ЦМ i -го носимого тела относительно ЦМ основного тела; $\mathbf{J}_0 = M (\mathbf{J}_e \mathbf{r}_0^2 - \mathbf{r}_0 \otimes \mathbf{r}_0)$ — тензор инерции материальной точки с массой, равной массе всей системы ($M = m + \sum_{i=1}^n m_i$), совпадающей с ЦМ системы, относительно ЦМ основного тела; \otimes — означает диадное произведение векторов; $\boldsymbol{\omega}_i$ — вектор угловой скорости вращения i -го носимого тела относительно системы отсчета, вращающейся с угловой скоростью $\boldsymbol{\omega}$.

Для задач управления ориентацией в качестве системы отсчета, вращающейся с угловой скоростью $\boldsymbol{\omega}$, в большинстве случаев принимают систему координат, оси которой коллинеарны осям системы координат, неизменно связанной с основным телом (корпусом КА).

Динамические уравнения движения имеют вид:

$$\begin{aligned} & \left[\mathbf{J} + \sum_{i=1}^n (\mathbf{J}_i + \mathbf{J}'_i) - \mathbf{J}_0 \right] \dot{\boldsymbol{\omega}} + \\ & + \left[\mathbf{J} + \sum_{i=1}^n (\dot{\mathbf{J}}_i + \dot{\mathbf{J}}'_i - \dot{\mathbf{J}}_0) \right] \boldsymbol{\omega} + \\ & + \boldsymbol{\omega} \left[\mathbf{J} + \sum_{i=1}^n (\mathbf{J}_i + \mathbf{J}'_i) - \mathbf{J}_0 \right] \boldsymbol{\omega} + \\ & + \sum_{i=1}^n \mathbf{J}_i \dot{\boldsymbol{\omega}}_i + \sum_{i=1}^n \dot{\mathbf{J}}_i \boldsymbol{\omega}_i + \boldsymbol{\omega} \sum_{i=1}^n \mathbf{J}_i \boldsymbol{\omega}_i + \sum_{i=1}^n m_i \mathbf{r}_i \times \dot{\mathbf{V}}_i + \\ & + \boldsymbol{\omega} \sum_{i=1}^n m_i (\mathbf{r}_i \times \mathbf{V}_i) - \mathbf{M} \mathbf{r}_0 \times \dot{\mathbf{V}} - \mathbf{M} \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{r}_0 \times \dot{\mathbf{V}}_0). \end{aligned} \quad (4.4.40)$$

3. Если ЦМ носимых тел не изменяют свое положение относительно основного тела, то кинетический момент системы равен

$$\mathbf{K} = \mathbf{J}_z \boldsymbol{\omega} + \sum_{i=1}^n \mathbf{J}_i \boldsymbol{\omega}_i, \quad (4.4.41)$$

где $\mathbf{J}_z = \mathbf{J}_c + \mathbf{J}_v$; $\mathbf{J}_c = \mathbf{J} + \sum_{i=1}^n \mathbf{J}'_i - \mathbf{J}_0$; $\mathbf{J}_v = \sum_{i=1}^n \mathbf{J}_i$.

Когда основное и носимые тела абсолютнo твердые, тензор \mathbf{J}_c постоянный. Векторное

уравнение движения КА относительно ЦМ в этом случае имеет вид

$$J_z \dot{\omega} + \dot{J}_v \omega + \omega \times J_z \omega + \sum_{i=1}^n (J_i \dot{\omega}_i + \dot{J}_i \omega_i + \omega \times J_i \omega_i) = M. \quad (4.4.42)$$

4. Если при вращении носимых тел их тензор инерции не изменяется или этим изменением можно пренебречь, то уравнения движения КА относительно ЦМ упрощаются

$$J_z \dot{\omega} + \omega \times J_z \omega + \omega \times \sum_{i=1}^n H_i + \sum_{i=1}^n \dot{H}_i = M, \quad (4.4.43)$$

где $H_i = J_i \omega_i$ — кинетические моменты носимых тел.

Векторное дифференциальное уравнение (4.4.43) эквивалентно системе трех скалярных уравнений

$$\begin{aligned} J_{11} \dot{\omega}_1 - J_{12} \dot{\omega}_2 - J_{13} \dot{\omega}_3 - (J_{22} - J_{33}) \omega_2 \omega_3 + \\ + J_{23} (\omega_2^2 - \omega_3^2) + \omega_1 (J_{12} \omega_3 - J_{13} \omega_2) + \\ + \sum_{i=1}^n (\omega_2 H_{i3} - \omega_3 H_{i2}) + \sum_{i=1}^n H_{i1} = M_1; \\ J_{22} \dot{\omega}_2 - J_{23} \dot{\omega}_3 - J_{13} \dot{\omega}_1 - (J_{33} - J_{11}) \omega_3 \omega_1 + \\ + J_{13} (\omega_1^2 - \omega_3^2) + \omega_2 (J_{23} \omega_1 - J_{12} \omega_3) + \\ + \sum_{i=1}^n (\omega_3 H_{i1} - \omega_1 H_{i3}) + \sum_{i=1}^n H_{i2} = M_2; \end{aligned} \quad (4.4.44)$$

$$\begin{aligned} J_{33} \dot{\omega}_3 - J_{13} \dot{\omega}_1 - J_{23} \dot{\omega}_2 - (J_{11} - J_{22}) \omega_1 \omega_2 + \\ + J_{12} (\omega_2^2 - \omega_1^2) + \omega_3 (J_{13} \omega_2 - J_{23} \omega_1) + \\ + \sum_{i=1}^n (\omega_1 H_{i2} - \omega_2 H_{i1}) + \sum_{i=1}^n H_{i3} = M_3, \end{aligned}$$

$$J_z = \begin{bmatrix} J_{11} & -J_{12} & -J_{13} \\ -J_{12} & J_{22} & -J_{23} \\ -J_{13} & -J_{23} & J_{33} \end{bmatrix},$$

где ω_k , H_{ik} , M_k , ($k = 1, 2, 3$) — составляющие векторов ω , H_i , M соответственно.

5. Когда связанная система координат совпадает с главными центральными осями инерции ($J_{ij} = 0$ при $i \neq j$), система уравнений (4.4.44) принимает вид

$$\begin{aligned} J_1 \dot{\omega}_1 + (J_3 - J_2) \omega_2 \omega_3 + \\ + \sum_{i=1}^n (\omega_2 H_{i3} - \omega_3 H_{i2} + \dot{H}_{i1}) = M_1; \\ J_2 \dot{\omega}_2 + (J_1 - J_3) \omega_3 \omega_1 + \\ + \sum_{i=1}^n (\omega_3 H_{i1} - \omega_1 H_{i3} + \dot{H}_{i2}) = M_2; \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} J_3 \dot{\omega}_3 + (J_2 - J_1) \omega_1 \omega_2 + \\ + \sum_{i=1}^n (\omega_1 H_{i2} - \omega_2 H_{i1} + \dot{H}_{i3}) = M_3. \end{aligned}$$

6. Для учета упругости конструкции КА уравнения, описывающие динамику КА как твердого тела, дополняются уравнениями упругих колебаний:

$$\ddot{q}_n + \varepsilon_n \dot{q}_n + \omega_n^2 q_n = \sum_i F_i f_{nF_i} + \sum_j M_j \Theta_{nj},$$

где q_n — функция, характеризующая изменение во времени n -го тона колебаний КА, $n = 1, 2, 3, \dots$; $i = 1, 2, 3, \dots$; $j = 1, 2, 3, \dots$; ε_n — коэффициент демпфирования; ω_n — круговая частота n -го тона колебаний; $\sum_i F_i f_{nF_i}$ — скалярное произведение сосредоточенных сил (управляющих и возмущающих), действующих на КА, и формы упругих колебаний КА в месте приложения сил; $\sum_j M_j \Theta_{nj}$ — скалярное произведение сосредоточенных моментов (управляющих и возмущающих), действующих на КА, и угла упругих колебаний в месте приложения моментов.

Углы α_Σ и угловые скорости ω_Σ поворота сечений в местах крепления гиросприборов, датчиков угловых скоростей определяются по следующим формулам:

$$\alpha_\Sigma = \alpha + \sum_n q_n \Theta_n^{\text{ГП}};$$

$$\omega_\Sigma = \omega + \sum_n \dot{q}_n \Theta_n^{\text{ДВС}},$$

где α , ω — углы, угловые скорости КА как твердого тела; $\Theta_n^{\text{ГП}}$, $\Theta_n^{\text{ДВС}}$ — углы упругих колебаний в местах установки гиросприборов и датчиков угловых скоростей.

Формы и частоты соответственных колебаний находятся из решения краевых задач или экспериментально, коэффициент демпфирования — только экспериментально.

4.4.1.5. Основные внешние моменты, действующие на космический аппарат

Гравитационный момент

Вектор гравитационного момента $M_{\text{гр}}$, вычисленный в предположении, что ньютоновское поле сил центральное, равен

$$M_{\text{гр}} = 3 \frac{\mu}{R^3} e \times J e, \quad (4.4.45)$$

где μ — гравитационная постоянная (для Земли $\mu \sim 398\,602 \cdot 10^9 \text{ м}^3/\text{с}^2$); R — расстояние меж-

ду ЦМ КА и центром притяжения); e — единичный вектор, направленный по радиусу-вектору орбиты; J — тензор инерции КА.

Если J_i ($i = 1, 2, 3$) — главные центральные моменты инерции КА, то гравитационный момент равен

$$M_{\text{гр}} = 3 \frac{\mu}{R^3} e \times \sum_{i=1}^3 J_i t_i (e \cdot t_i), \quad (4.4.46)$$

где t_i — орты, совпадающие с главными центральными осями инерции КА.

В проекции на главные центральные оси инерции аппарата гравитационный момент может быть записан в виде

$$\begin{aligned} M_{\text{гр1}} &= 3 \frac{\mu}{R^3} (J_3 - J_2) e_2 e_3; \\ M_{\text{гр2}} &= 3 \frac{\mu}{R^3} (J_1 - J_3) e_1 e_3; \\ M_{\text{гр3}} &= 3 \frac{\mu}{R^3} (J_2 - J_1) e_1 e_2, \end{aligned} \quad (4.4.47)$$

где $e_i = (e t_i)$.

Гравитационный момент ортогонален радиусу-вектору орбиты.

Аэродинамический момент

В рамках корпускулярной модели взаимодействия набегающего потока с корпусом КА и схемы абсолютно неупругого удара молекул среды вектор момента аэродинамических сил может быть описан следующим выражением:

$$M_{\text{аэр}} = \int_S \mathbf{r} \times d\mathbf{F}_{\text{аэр}}, \quad (4.4.48)$$

где $d\mathbf{F}_{\text{аэр}} = -\rho(\mathbf{n} \cdot \mathbf{V})V dS$; \mathbf{r} — радиус-вектор элементарной площадки dS относительно ЦМ КА; ρ — плотность атмосферы; \mathbf{n} — внешняя нормаль к элементарной площадке dS ; \mathbf{V} — вектор абсолютной скорости площадки dS .

Интегрирование в выражении (4.4.48) ведется по омываемой внешней средой поверхности КА.

Пренебрегая составляющей абсолютной скорости V , обусловленной угловой скоростью движения КА относительно ЦМ, аэродинамический момент может быть представлен в следующей форме:

$$M_{\text{аэр}} = -\rho V^2 (e_V \times \mathbf{r}_a) S_0, \quad (4.4.49)$$

где \mathbf{r}_a — радиус-вектор центра давления относительно ЦМ аппарата; $e_V = \frac{\mathbf{V}}{V}$; $S_0 = \int_S (\mathbf{n} e_V) dS$ — площадь миделя.

Момент сил солнечного давления

Величина солнечного давления P на расстоянии R от центра Солнца равна

$$P = \frac{E_0}{c} \left(\frac{R_0}{R} \right)^2, \quad (4.4.50)$$

где c — скорость света; E_0 — величина потока энергии на расстоянии R_0 от центра Солнца.

Если R_0 — средний радиус орбиты Земли, то $E_0 = 1200$ ккал/м², $P = 4,64 \cdot 10^{-6}$ н/м² ($4,72 \cdot 10^{-7}$ кг/м²).

Сила, действующая на элемент поверхности КА dS , равна

$$d\mathbf{F}_{\text{св}} = -P[(1 - \varepsilon)(\mathbf{n} \cdot \mathbf{e}_{\text{св}})\mathbf{e}_{\text{св}} + 2\varepsilon(\mathbf{n} \cdot \mathbf{e}_{\text{св}})^2 \mathbf{n}] dS, \quad (4.4.51)$$

где ε — коэффициент отражения ($\varepsilon = 0$ — полное поглощение, $\varepsilon = 1$ — зеркальное отражение); \mathbf{n} — внешняя нормаль к элементарной площадке dS ; $\mathbf{e}_{\text{св}}$ — единичный вектор направления потока солнечной энергии.

Момент сил солнечного давления равен

$$M_{\text{св}} = \int_S \mathbf{r} \times d\mathbf{f}, \quad (4.4.52)$$

где \mathbf{r} — радиус-вектор элементарной площадки dS относительно ЦМ КА; S — поверхность аппарата, освещенная Солнцем.

Для составляющей момента, соответствующей полному поглощению солнечной энергии, можно записать

$$M_{\text{св1}} = P(1 - \varepsilon) \mathbf{e}_{\text{св}} \times \mathbf{r}_0 S_0, \quad (4.4.53)$$

где \mathbf{r}_0 — радиус-вектор центра давления поглощенной части солнечной энергии относительно ЦМ КА; $S_0 = \int_S (\mathbf{n} \cdot \mathbf{e}_{\text{св}}) dS$.

Магнитный момент

Магнитный возмущающий момент может быть представлен в виде

$$M_{\text{м}} = (\mathbf{L}_T + \mathbf{L}_M + \mathbf{L}_K) \times \mathbf{B}, \quad (4.4.54)$$

где \mathbf{B} — вектор индукции магнитного поля Земли (МПЗ); \mathbf{L}_T , \mathbf{L}_M , \mathbf{L}_K — соответственно векторы магнитных моментов элементов КА из магнитотвердых, магнетомягких материалов и токовых катушек.

Вектор \mathbf{L}_M приближенно равен

$$\mathbf{L}_M = \mathbf{KH}, \quad (4.4.55)$$

где \mathbf{H} — вектор напряженности МПЗ; \mathbf{K} — диагональная матрица индукционных коэффициентов.

Магнитный момент контуров с током может быть записан в виде

$$L_k = \sum_i n_i (I_{w_i}) S_i, \quad (4.4.56)$$

где I_{w_i} и S_i — ампер-витки и площадь i -го контура; n_i — единичный вектор нормали i -го контура.

Вектор напряженности H МПЗ с точностью, достаточной для учета внешних возмущающих моментов, может быть представлен в виде

$$H = \frac{\mu_e}{R^3} [(k_e - 3(k_e e)e)], \quad (4.4.57)$$

где k_e — единичный вектор, коллинеарный оси магнитного диполя Земли; R — модуль радиус-вектора ЦМ КА относительно центра Земли; $\mu_e \sim 8 \cdot 10^{25}$ Э·см³ — величина магнитного момента земного диполя.

4.4.1.6. Определение ориентации космического аппарата

Под определением ориентации КА понимается вычисление матрицы перехода от ССК к БСК по сигналам датчиков системы ориентации.

Использование датчиков внешней информации

Для определения ориентации КА с помощью датчиков внешней информации (построителей местной вертикали, звездных датчиков, датчика Солнца и др.) необходимо, во-первых, измерить угловое положение относительно ССК по меньшей мере двух различных ориентиров, т.е. определить матрицы координат s_1^C и s_2^C направленных на эти ориентиры единичных векторов s_1 и s_2 в ССК. При этом измерения, по которым определяются векторы-столбцы s_1^C и s_2^C , должны быть проведены в один и тот же момент времени либо привязаны тем или иным способом к одному моменту времени.

Во-вторых, необходимо знать матрицы координат s_1^B и s_2^B тех же самых векторов s_1 и s_2 в БСК. В некоторых случаях, по крайней мере, один из векторов-столбцов s_1^B или s_2^B известен заранее. Например, если базовой системой координат является ОСК или ЗССК, то матрица координат единичного вектора направления на центр Земли в БСК равна $[1 \ 0 \ 0]^*$. В других случаях (в частности, при использовании звездных датчиков или датчика

Солнца для определения углового положения аппарата относительно ОСК) для вычисления s_1^B и s_2^B необходима навигационная информация о параметрах движения ЦМ КА.

Искомая матрица перехода A от ССК к БСК может быть определена по формуле

$$A = [e_1^B \ e_2^B \ e_3^B] [e_1^C \ e_2^C \ e_3^C], \quad (4.4.58)$$

где e_i^B , e_i^C ($i = 1, 2, 3$) — матрицы координат в ССК и в БСК базисных векторов $e_1 = s_1$, $e_2 = (s_1 \times s_2) \sin^{-1} \beta$, $e_3 = e_1 \times e_2$; β — угол между векторами s_1 и s_2 .

Бесплатформенные инерциальные системы

Бесплатформенная инерциальная система (БИНС) предназначена для определения ориентации КА на тех интервалах времени, на которых по тем или иным причинам отсутствует достаточная для решения рассматриваемой задачи измерительная информация об угловом положении внешних ориентиров. БИНС представляет собой совокупность блока ДУС (или ОГС) и бортового вычислителя. Последний осуществляет численное интегрирование системы дифференциальных уравнений, которая описывает эволюцию оценок каких-либо кинематических параметров, характеризующих ориентацию ССК относительно БСК. Как правило, интегрируемая система имеет вид выражений (4.4.33), где под величинами ρ , λ , μ , ν подразумеваются оценки параметров Родрига-Гамильтона (компоненты кватерниона). При этом начальные условия для интегрирования определяются с помощью датчиков внешней информации, а входящие в правые части системы угловые скорости ω_1 , ω_2 , ω_3 — по сигналам ДУС или ОГС.

Линеаризованная система уравнений, описывающая эволюцию обусловленных погрешностями ДУС ошибок БИНС, может быть записана в виде

$$2\dot{\Delta} = 2\Delta \times \omega + \delta\omega_0 + (\delta K + \delta C)\omega, \quad (4.4.59)$$

где $\Delta = [\delta\lambda \ \delta\mu \ \delta\nu]^*$ — вектор отклонений определенных с помощью БИНС параметров Родрига-Гамильтона от их истинных значений; ω — вектор угловой скорости КА (в проекциях на оси ССК); $\delta\omega_0$ — вектор дрейфов нулей ДУС; δK — диагональная матрица погрешностей масштабных коэффициентов ДУС; δC — матрица, внедиагональные элементы которой характеризуют погрешности в знании факти-

ческого углового положения осей чувствительности ДУС относительно ССК (диагональные элементы матрицы δC нулевые).

Система (4.4.59) записана в предположении, что номинальные направления осей чувствительности ДУС совпадают с направлениями осей ССК.

Из системы (4.4.59) следует, что в общем случае ошибки определяемых с помощью БИНС оценок углового положения КА нарастают с течением времени. Поэтому БИНС нуждается в коррекции по сигналам датчиков внешней информации. Наиболее часто применяются два метода коррекции — двухвекторный и одновекторный.

Двухвекторный метод предполагает периодическое определение углового положения КА с использованием двух датчиков направлений на внешние ориентиры по следующей схеме.

1. По формуле (4.4.58) определяется матрица перехода A от ССК к БСК.

2. По соотношениям (4.4.16), (4.4.17), (4.4.19) определяются соответствующие матрице A значения параметров ρ , λ , μ , ν Родрига-Гамильтона.

3. Данные значения ρ , λ , μ , ν используются в качестве начальных условий для интегрирования системы (4.4.33) уравнений БИНС на следующем интервале времени, на котором информация от датчиков направлений на внешние ориентиры не поступает в систему ориентации или недостаточна для определения углового положения КА.

Требуемая частота коррекции БИНС по двухвекторной схеме определяется в основном точностью ДУС и датчиков внешней информации.

Одновекторный метод коррекции БИНС предполагает использование только одного датчика внешней информации (например, построителя местной вертикали). При этом получаемые в результате численного интегрирования системы (4.4.33) оценки параметров ρ , λ , μ , ν корректируются после каждого шага численного интегрирования:

$$\Delta_k = [\Lambda + K(s^C - A_s^B)] |\Lambda + K(s^C - A_s^B)|^{-1}, \quad (4.4.60)$$

где $\Lambda = \Lambda(\rho, \lambda, \mu, \nu)$ — оценка кватерниона, характеризующего ориентацию КА относительно БСК; $\Lambda_k = \Lambda(\rho_k, \lambda_k, \mu_k, \nu_k)$ — скорректированная оценка кватерниона Λ ; s^C — определенная по сигналам датчика внешней

информации матрица координат единичного вектора s направления на внешний ориентир в ССК; s^B — матрица координат того же самого вектора в БСК; A — оценка матрицы перехода от ССК к БСК, вычисленная по значениям ρ , λ , μ , ν с использованием формулы (4.4.20); K — матрица коэффициентов коррекции; знак $|\dots|$ обозначает норму вектора (кватерниона).

Матрица коэффициентов K (в общем случае — переменная) выбирается из условия асимптотической устойчивости БИНС, корректируемой по одновекторной схеме. С этой целью используются те или иные методы теории оценки состояния динамических систем. Указанный выбор матрицы K возможен, если вектор s направления на внешний ориентир изменяет свое положение относительно инерциального пространства, либо если в различные моменты времени датчик внешней информации визирует различные ориентиры.

4.4.2. АВТОНОМНАЯ НАВИГАЦИЯ КА ПО СИГНАЛАМ ГЛОБАЛЬНЫХ СПУТНИКОВЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ GPS И ГЛОНАСС

С развертыванием глобальных спутниковых радионавигационных систем (ГСРНС) GPS (США) и ГЛОНАСС (Россия) появились принципиально новые возможности для решения различных задач навигации как низкоорбитальных КА (с высотой орбиты до 2000 км), так и высокоорбитальных КА, включая геостационарные аппараты.

ГСРНС GPS и ГЛОНАСС состоят из трех основных подсистем: космический сегмент навигационных спутников (НС), командно-измерительный комплекс (КИК), аппаратура потребителей (АП).

Основной функцией, выполняемой с помощью этих подсистем, является определение пространственно-временных координат (ПВК) потребителя — на основе беззапросных дальномерных и фазовых измерений по сигналам нескольких НС с известными координатами определяются текущие координаты и скорость потребителя с высокоточной привязкой этих параметров к времени.

Космический сегмент GPS может включать до 31 НС. Все НС находятся на околоорбитальных орбитах высотой около 20 000 км (период — 12 ч) с наклоном $\sim 54^\circ$. НС расположены в шести орбитальных плоскостях, различных по долготе на 60° .

Космический сегмент ГЛОНАСС может включать до 24 НС. Все НС находятся на круговых орбитах высотой 19 100 км (период 11 ч 15 мин) с наклоном 64,8°. НС расположены в трех орбитальных плоскостях, разнесенных по долготе на 120°.

В состав аппаратуры НС входит: радиотехническое оборудование (передатчики навигационных сигналов и телеметрической информации, приемники данных и команд от КИК, антенны, блоки ориентации), ЭВМ, бортовой эталон времени и частоты, солнечные батареи и т.д. Бортовые эталоны времени и частоты обеспечивают практически синхронное излучение навигационных сигналов всеми НС, что необходимо для реализации пассивных дальномерных измерений в аппаратуре потребителей.

Навигационные сигналы спутников содержат дальномерные компоненты и компоненты служебных сообщений. Первые используются для определения в аппаратуре потребителей навигационных параметров (дальности и ее производной), вторые — для передачи потребителям параметров для расчета координат НС.

Дальномерные компоненты навигационных сигналов содержат две составляющие, отличающиеся обеспечиваемой ими точностью навигационных определений (стандартной и более высокой). В аппаратуре гражданских потребителей обрабатываются сигналы стандартной точности. Для использования сигналов высокой точности требуется санкция военных органов.

КИК представляет собой комплекс наземных средств, которые обеспечивают наблюдение и контроль за траекториями движения НС, качеством функционирования их аппаратуры, управление режимами ее работы и параметрами спутниковых радиосигналов, составом, объемом и дискретностью передаваемой со спутников навигационной информации, стабильностью бортовой шкалы времени и др.

КИК состоит из координационного вычислительного центра, станции траекторных измерений и управления (СТИ), системного (наземного) эталона времени и частоты.

Периодически при полете НС в зоне видимости СТИ происходит наблюдение за спутниками, определение и прогнозирование координатной и другой необходимой информации. Затем эти данные закладываются в память бортовой ЭВМ НС для передачи потребителям в служебном сообщении.

Синхронизация различных процессов в ГСРНС обеспечивается с помощью высокостабильного (атомного) системного эталона времени и частоты, который используется, в частности, для юстировки бортовых эталонов времени и частоты НС.

АП ГСРНС состоит из радиоприемника и вычислителя и предназначена для приема и обработки навигационных сигналов НС с целью определения необходимой потребителям информации. Эта информация определяется в два этапа: сначала определяются так называемые «сырые» измерения — первичные навигационные параметры (псевдодальность, интегральная фаза и др.), а также текущие координаты и скорость потребителя с привязкой этих параметров к времени (КСВ), а затем рассчитываются вторичные параметры. Для наземного потребителя вторичными параметрами могут являться географическая широта, долгота и высота потребителя над уровнем моря, для самолетов — отклонение текущих параметров движения от заданного маршрута и т.п. Для КА АП ГСРНС может обеспечивать решение следующих, специфических для КА, навигационных задач:

- формирование высокоточной оценки орбиты;

- формирование параметров относительного движения двух сближающихся КА;

- формирование параметров ориентации КА.

Перечисленные параметры являются вторичными и формируются из первичных параметров («сырых» измерений и КСВ) одного или нескольких приемников, установленных на КА. Поэтому АП ГСРНС КА может состоять из нескольких приемников, формирующих первичную информацию, подключенных к специальному навигационному вычислителю, преобразующему поступающую от нескольких приемников первичную информацию к заданной вторичной.

На примере работы аппаратуры спутниковой навигации АСН–М, установленной на МКС, ниже рассматриваются возможности решения задач определения орбиты, определения параметров относительного движения при сближении двух КА и определения ориентации КА по сигналам ГСРНС.

Аппаратура АСН–М построена по модульному принципу. Она состоит из ряда унифицированных модулей, каждый из которых представляет собой законченный независимый прибор со своим блоком вторичного пи-

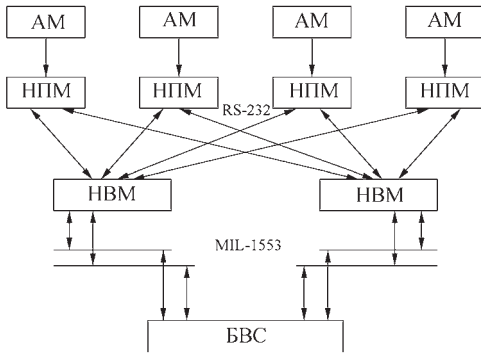


Рис. 4.4.1. Блок-схема АСН-М МКС

тания. В зависимости от задач КА и требований по надежности в состав системы может входить различное число модулей (рис. 4.4.1).

Система включает четыре антенных модуля (АМ), четыре навигационных приемных модуля (НПМ) и два навигационных вычислительных модуля (НВМ).

АМ установлены на внешней поверхности МКС и предназначены для приема сигналов спутников GPS, ГЛОНАСС на частоте ~1,5 ГГц. АМ содержат маломощные усилители (МШУ) для предварительного усиления принятых сигналов и соединены высокочастотными кабелями с НПМ. По этим же кабелям осуществляется питание МШУ от НПМ.

НПМ предназначен для приема и обработки сигналов спутников GPS и ГЛОНАСС. Он реализован на базе 16-канальной платы-приемника, С/А код GPS и С/Т код ГЛОНАСС с произвольным заполнением каналов. НПМ формирует навигационные информационные сообщения (координаты, скорость, время), «сырые» измерения — псевдодальности и интегральные фазы, эфемериды и альманахи НС, набор параметров, характеризующих достоверность и статус передаваемой информации, а также результаты внутреннего мониторинга), передаваемые в НВМ по интерфейсу RS-232. По отдельному каналу из НПМ в НВМ передается «секундная метка» в виде кратковременных импульсов с частотой 1 Гц, передний фронт которых привязан к шкале системного времени.

НВМ реализует функции навигационного процессора, обеспечивающего обработку формируемой в НПМ информации с учетом дополнительных знаний о движении МКС. Например, в НВМ осуществляется динамиче-

ская фильтрация КСВ, обеспечивающая значительное повышение точности формирования оценки орбиты (по сравнению с точностью КСВ). Для этого в НВМ реализована прецизионная модель движения МКС, учитывающая разложение гравитационного поля Земли по сферическим функциям порядка 36×36 и обеспечивающая оценку по измерениям АСН текущего аэродинамического торможения МКС. В НВМ также осуществляется привязка бортового времени (формируемого в БВС) к точному системному времени.

НВМ включает мини-ЭВМ на базе процессора Intel 486 (100 МГц), блок питания, интерфейсный и телеметрический блоки. НВМ связана с БВС через интерфейс MIL-1553. По этому интерфейсу БВС осуществляет управление АСН-М и принимает от АСН-М всю кодовую информацию. По отдельному каналу НВМ формирует для потребителей «секундные метки», принятые от НПМ и усиленные до необходимой потребителям мощности.

На рис. 4.4.2 приведены графики погрешностей КСВ и оценки орбиты, полученной путем динамической фильтрации КСВ. Из графиков видно, что ошибки оценки орбиты, являющейся результатом вторичной обработки КСВ, в 4-5 раза меньше ошибок КСВ и в основном находятся в диапазоне ±10 м. Максимальные ошибки не превышают 15 м.

Одной из задач АСН-М является обеспечение сближения европейского автоматического транспортного корабля (АТV) с МКС. Схема реализации сближения АТV с МКС по сигналам GPS приведена на рис. 4.4.3.

Аппаратура АСН-М, установленная на МКС, принимает информацию от спутников GPS и передает ее через БВС и межбортовую радиолинию (МБРЛ) на АТV. Приемник GPS, установленный на АТV, также принимает информацию от спутников GPS и передает ее в бортовой компьютер АТV, куда поступает информация от МКС, принятая МБРЛ АТV. Информация, полученная от АСН-М МКС и приемника GPS АТV, совместно обрабатывается в бортовом компьютере АТV, формирующем векторы относительного положения и скорости МКС. По этой информации система управления АТV обеспечивает сближение АТV с МКС.

Задача относительной навигации в бортовом компьютере решается по «сырым» измерениям GPS — вектор относительного положения определяется через вторые разности псевдо-

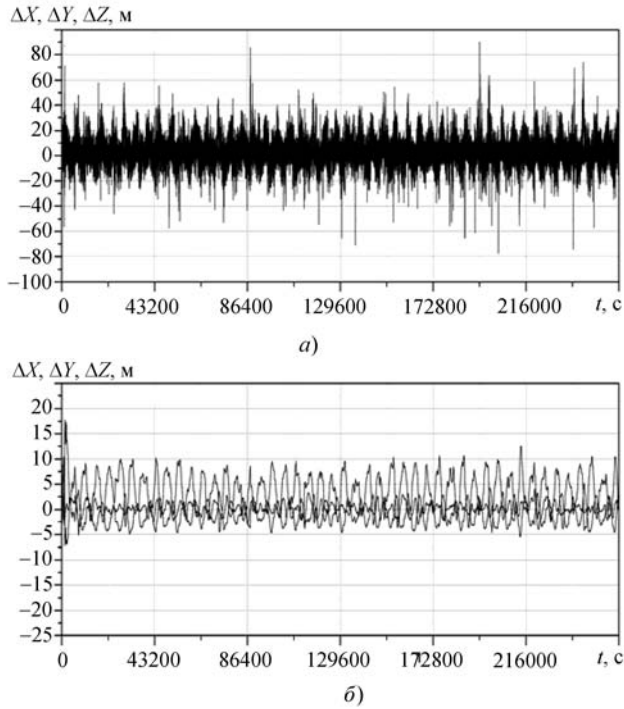


Рис. 4.4.2. Ошибки определения орбиты МКС по измерениям АСН-М без динамической фильтрации (а) и с динамической фильтрацией (б)

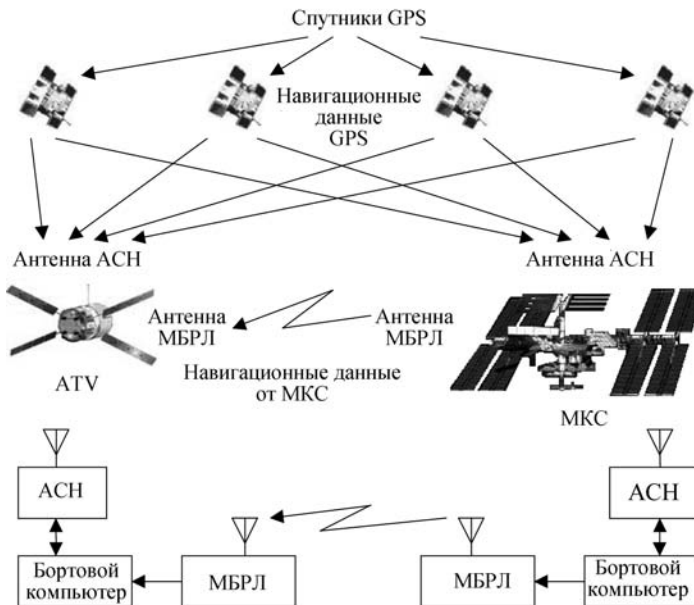


Рис. 4.4.3. Схема реализации сближения ATV с МКС

дальностей, а вектор относительной скорости — через вторые разности интегральных фаз. В этом случае достигается повышение точности решения задачи RGPS за счет взаимной компенсации ионосферных и эфемеридных погрешностей «сырых» измерений АСН. Обычно эти погрешности составляют 70...80 % от общего бюджета ошибок АСН, и поэтому решение задачи относительной навигации по «сырым» измерениям обеспечивает трех-четырёхкратное повышение точности по сравнению с точностью векторов относительного положения и скорости, получаемых по разности КСВ, формируемых двумя приемниками. Однако, такое утверждение несправедливо для МКС. Сложная геометрия МКС, наличие крупногабаритных подвижных элементов конструкции (солнечных батарей, радиаторов, антенн и т.п.) обуславливает значительные переотражения сигналов НС, что приводит к существенному повышению ошибок измеряемых АСН псевдодальностей. То есть, составляющие ошибок псевдодальностей, обусловленные переотражениями сигналов НС от элементов конструкции МКС, становятся соизмеримыми, а иногда и превышают ионосферные и эфемеридные составляющие ошибок. При решении задачи относительной навигации ошибки псевдодальностей, обусловленные переотражениями, не компенсируются, как ионосферные и эфемеридные ошибки, и поэтому они определяют суммарную ошибку вектора относительного положения, формируемого через двойные разности псевдодальностей.

На рис. 4.4.4 приведены графики ошибок решения задачи относительной навигации по положению при сближении КА с МКС с дальности 30 км.

Из графиков видно, что погрешность формирования вектора относительного положения КА составляет 15...20 м. Эта ошибка обусловлена в основном ошибками переотражений сигналов НС от элементов конструкции МКС.

Существует также фазовый метод решения задачи относительной навигации, в котором вектор относительного положения определяется не по псевдодальностям, а по интегральным фазам. Метод заключается в раскрытии неопределенности начальной интегральной фазы по серии измерений.

Так как ошибки интегральных фаз, обусловленных переотражениями, не превышают нескольких сантиметров, этот метод позволяет значительно повысить точность решения задачи относительной навигации.

На рис. 4.4.5 приведены графики ошибок решения задачи относительной навигации с использованием фазового метода для траектории сближения КА с МКС с дальности 30 км. На конечном участке сближения ошибки вектора относительного положения составляют 20...30 см, что в десятки раз точнее решения по псевдодальностям.

Еще одной из задач АСН-М является задача определения ориентации МКС. На точность решения задачи ориентации также существенное влияние оказывают переотраже-

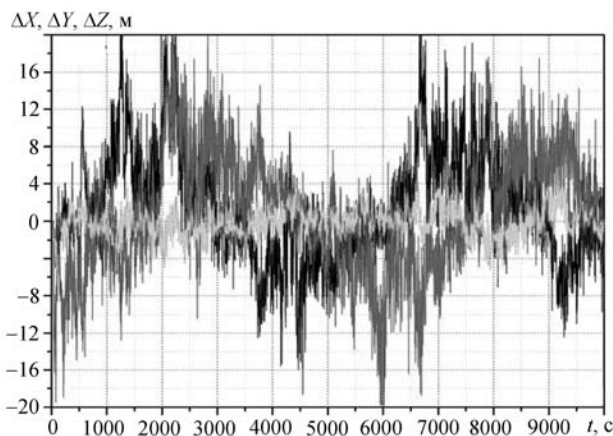


Рис. 4.4.4. Ошибки вектора относительного положения, полученные по двойным разностям псевдодальностей с учетом переотражений

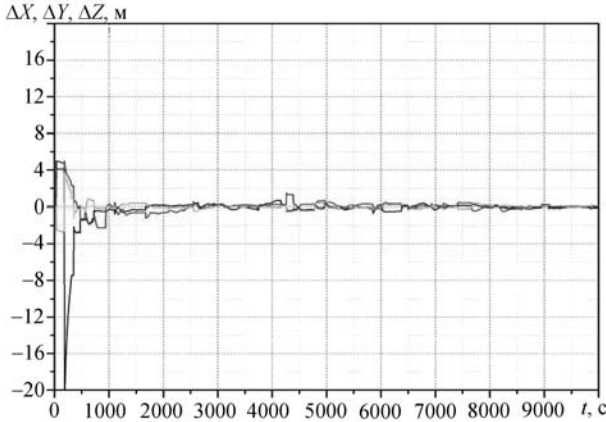


Рис. 4.4.5. Ошибки относительного положения, полученные фазовым методом с учетом переотражений

ния сигналов НС от элементов конструкции МКС. С учетом переотражений погрешность одномоментного определения ориентации составляет $1...2^\circ$. Однако интегрирование АСН с БИНС позволяет реализовать динамическую

фильтрацию угломерных измерений АСН, существенно повышающую точность оценки ориентации. На рис. 4.4.6 приведены графики погрешностей одномоментных измерений ориентации МКС и оценки ориентации, полу-

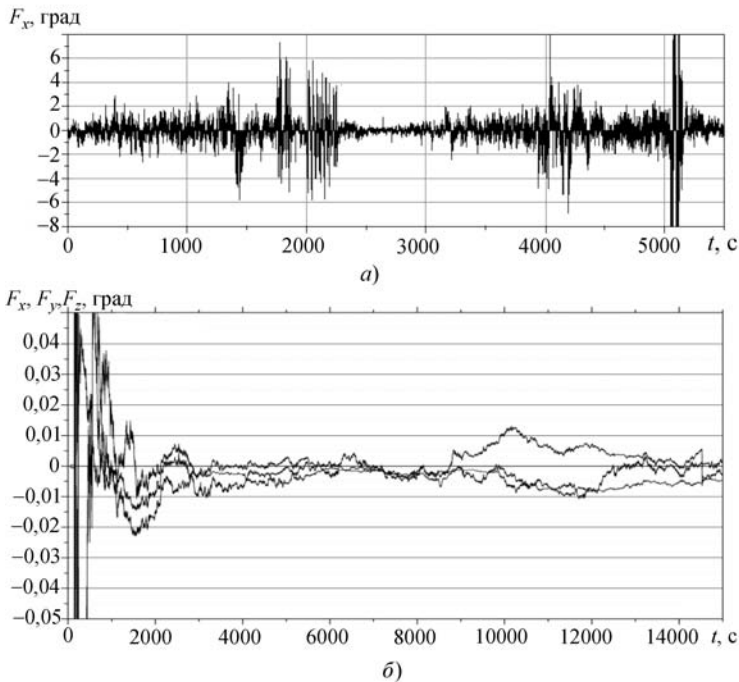


Рис. 4.4.6. Графики погрешностей:

a — одномоментных измерений ориентации МКС (один канал); *б* — оценки ориентации, полученной в результате динамической фильтрации одномоментных измерений (три канала)

ченной в результате динамической фильтрации одномоментных измерений. Приведенные графики демонстрируют возможность достижения минутных точностей в решении задачи ориентации КА по измерениям АСН, что позволяет АСН конкурировать по уровню точности с другими датчиками определения ориентации.

Работа АСН—М МКС является примером работы АСН на низкоорбитальных КА. В этом случае антенны АСН устанавливаются по «вертикальной» оси КА и принимают сигналы НС «сверху». При этом в поле зрения антенн АСН одновременно попадают от 5 до 15 НС, что обеспечивает возможность формирования КСВ по одномоментным измерениям. Принципиально изменяется ситуация для высокоорбитальных, например, геостационарных КА, орбита которых выше орбиты НС. Поэтому, для приема сигналов НС антенна АСН должна быть установлена по оси КА, направленной на Землю. С учетом диаграмм антенн НС, направленных на Землю, в поле зрения антенн АСН будут попадать только сигналы так называемых «обратных» НС, находящихся в окрестности горизонта Земли (рис. 4.4.7). Однако количество «обратных» НС, одновременно попадающих в поле зрения антенны АСН заведомо меньше четырех, необходимых для одномоментного определения КСВ. Поэтому формирование орбиты высокоорбитального КА должно обеспечиваться только по «сырым» измерениям АСН двух-трех одновременно види-



Рис. 4.4.7. Схема работы геостационарного КА по «обратным» НС

мых НС с использованием модели движения КА. При такой схеме работы АСН для геостационарных КА может быть достигнута точность формируемой оценки орбиты примерно 100 м по положению и 1...2 см/с по скорости.

4.4.3. РЕЖИМЫ СБЛИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

4.4.3.1. Этапы решения задачи сближения

Сближение КА на орбите спутника Земли или другого небесного тела (употребляется также термин встреча — rendezvous) проводится в следующих целях: создание больших орбитальных станций и межпланетных кораблей; снабжение станции компонентами для поддержания ее жизнедеятельности; смена экипажа и замена оборудования орбитальной станции, проведение ремонтных работ; спасение экипажа КК в случае аварии.

Примерами успешного решения задачи сближения являются операции по стыковке по программам долговременных орбитальных станций «Салют», «Мир», МКС и программы полетов на Луну «Аполлон».

Все необходимые маневры выполняет один из сближаемых КА, который называют активным кораблем (АК), другой в процессе сближения не маневрирует и носит название цели или орбитальной станции (ОС).

Процесс сближения КА делят на несколько участков полета, классифицируя их как по продолжительности, так и по способу управления движением АК:

1. Дальнее командное наведение с помощью наземного измерительно-вычислительного комплекса ЦУП. Этап начинается после выведения корабля на орбиту и заканчивается формированием промежуточной орбиты ожидания, при движении вдоль которой в заданный момент времени выполняются кинематические ограничения на параметры движения, обеспечивающие измерения движения автономными средствами.

2. Автономный участок сближения. На этом этапе навигация и управление движением осуществляются бортовыми средствами (система автономного управления сближением). Автономный участок сближения принято разделять на дальнейшее автономное сближение, облет, причаливание и стыковку (механическое соединение стыковочных агрегатов).

Основная причина деления на участки — ограниченность разрешающей способности

наземного комплекса управления, проявляющаяся в двух направлениях. Во-первых, «быстродействие» последовательности операций: измерение орбит — решение задачи сближения — передача расчетной информации на борт АК становится неудовлетворительным, когда до завершения операции сближения остается все меньший промежуток времени. Во-вторых, точность измерения орбит с помощью наземных средств не удовлетворяет кинематическим ограничениям на параметры относительного движения на момент механического соединения КА.

В практике сближения современных российских кораблей переход от командного к автономному управлению проводится примерно за 2 часа до расчетного момента сближения.

Система управления движением состоит из системы управления движением относительно ЦМ, или *системы управления ориентацией*, и системы управления движением ЦМ, или *системы наведения*.

Система управления ориентацией обеспечивает такие угловые положения АК в пространстве, которые необходимы для осуществления связи с Землей, навигационных измерений, измерений параметров относительного движения и исполнения коррекций траектории полета.

Система наведения обеспечивает маневрирование АК для уменьшения расстояния между сближаемыми КА при ограничениях на величину относительной скорости на подходе к станции.

В состав каждой из этих систем входят:

измерительные устройства или датчики, дающие информацию об управляемом движении;

преобразующие и вычислительные устройства, вырабатывающие по измерительной информации команды управления в соответствии с функциональными зависимостями, заложенными в систему при проектировании.

Маневрирует АК посредством приложени-я тяги, создаваемой его ДУ. Ставшая классической компоновка ДУ, реализованная для управления сближением КК «Союз» (первые стыковки спутников серии «Космос»), включает двигатель большой тяги (СКД — сближающе-корректирующий двигатель), установленный по продольной оси АК, и набор двигателей относительно малой тяги (ДПО — двигатели причаливания и ориентации). При больших расстояниях между сближаемыми КА

коррекция движения АК проводится СКД по полярной схеме с разворотом АК продольной осью вдоль вектора приращения скорости. ДПО используются как для ориентации и стабилизации при работе СКД, так и для обеспечения перемещения ЦМ АК на малых расстояниях между КА.

4.4.3.2. Дальнее командное наведение

Первая операция этапа дальнего командного наведения является подготовительной и осуществляется еще до выведения АК на орбиту — проведение маневров формирования монтажной орбиты станции, на которой произойдет стыковка.

Вторая операция — выведение корабля на начальную орбиту. На этом этапе АК еще является полезным грузом РН. Выбором времени старта и выбором программы выведения РН решается задача выведения АК в плоскость монтажной орбиты, в противном случае в ходе сближения необходимо будет проводить энергетически дорогостоящие маневры по совмещению орбитальных плоскостей КА. При надлежащем формировании монтажной орбиты одновременно может быть обеспечен заданный диапазон дальности между сближаемыми КА на момент отделения АК от РН. Такое требование предъявляется при организации *сближения с участка выведения* АК на орбиту, например, при стыковке спутников «Космос-186» и «Космос-188», «Космос-212» и «Космос-213».

В современной практике сближения выполняется только один элемент этапа подготовки — выведение АК в плоскость орбиты ОС. В этом случае на момент конца активного участка выведения АК и ОС имеют значительные рассогласования по высоте орбиты и по фазе, т.е. углу между радиус-векторами положения АК и ОС. В этом случае *говорят о сближении с промежуточной орбиты* или *орбиты ожидания*.

Задачей дальнего командного наведения является формирование допустимых условий для бортовой системы управления на автономном участке сближения при минимальном расходе топлива на операцию в целом. Допустимые условия для работы автономной системы управления можно создать, если в некоторый момент времени обеспечить заданные параметры относительного движения корабля и станции. Шестимерный вектор этих параметров называется *прицельным вектором* в точке

орбиты, называемой *расчетной точкой встречи* (или *точкой прицеливания*). Расчетная точка прицеливания выбирается из условий обеспечения надежного контроля причаливания и стыковки с наземных станций слежения. Целью маневров дальнего наведения является встреча АК и ОС в точке прицеливания с заданной прицельной трансверсальной скоростью $\vec{V}_{пр} = (V_{пр}, 0, 0)$. Предполагается, что участок автономного сближения аппроксимируется только гашением этой скорости.

В детерминированной постановке при заданной продолжительности сближения задача дальнего наведения рассматривается как задача межорбитального перехода с начальной на конечную орбиту с коррекцией начальной фазы.

Анализ задачи наведения с учетом ограничений на времена проведения маневров и с учетом влияния возмущающих факторов показывает, что целесообразно:

планировать проведение маневров на трех интервалах маневрирования, первый интервал должен располагаться как можно ближе к моменту выведения корабля на орбиту, последний интервал должен примыкать к участку автономного сближения, второй интервал располагается между первым и третьим интервалами;

на первом и последнем интервалах маневрирования планировать по два пространственных маневра;

на втором интервале планировать проведение одного или двух маневров, основной задачей которых является исправление ошибок проведения первых двух маневров.

В качестве примера приведем план сближения российских пилотируемых и грузовых кораблей с ОС «Мир» (МКС).

ОС находится на околокруговой рабочей орбите с наклоном $51,6^\circ$. Высота рабочей орбиты ОС колеблется от 330 до 410 км. При причаливании ОС находится в ориентации, задаваемой ЦУП и известной на АК.

АК выводится РН на орбиту с наклоном $51,6^\circ$, периодом обращения 88,45 мин, высотой перигея 180 км, высотой апогея 240 км.

Для орбит ОС и АК выбрано одинаковое наклонение, что позволяет обеспечить практически плоское маневрирование АК при сближении.

Сближение транспортных и грузовых кораблей с ОС проводится по типовым схемам. Выбор продолжительности операции сближения до двух суток и момента встречи проводился с учетом возможности управления ко-

раблем с помощью наземных станций слежения. В качестве штатной в настоящее время принята двухсуточная схема встречи со стыковкой на 34-м витке полета корабля.

В качестве прицельного вектора при расчете маневров дальнего наведения принят вектор параметров относительного движения.

Выбранный план сближения пилотируемых и грузовых кораблей с ОС выглядит следующим образом. В качестве штатной принята пятиимпульсная схема встречи. Расчет двух первых и двух завершающих маневров проводится по навигационным измерениям, выполненным на первом витке. Два первых маневра реализуются на 3–4-м витках полета АК. Установочная информация на первый маневр закладывается в зоне видимости 3-го витка полета. На 17-м (18-м) витке реализуется промежуточный маневр для коррекции фазового угла. Для определения орбиты АК используются траекторные измерения на 13–15-м витках полета. Реализация же двух завершающих маневров, рассчитанных для реализации на 32–33-м витках для прилета АК в расчетную точку встречи, фактически происходит в соответствии с алгоритмами наведения автономной системы управления, обеспечивающими преемственность с баллистической схемой. Для определения орбиты АК перед участком автономного сближения используются траекторные измерения на 28–29-м витках полета АК.

4.4.3.3. Автономная система управления сближением

Принципы построения систем автономного сближения

Наиболее близкая к реальной модель управляемого движения КА является стохастической, причем статистические характеристики составляющих ее элементов априори не всегда известны точно. При решении задачи синтеза управления сближением наиболее приемлемым в реализации является разделение общей задачи на задачу оптимальной оценки вектора фазовых координат и на задачу оптимального детерминированного управления на основе полученных оценок. Аргументы в обоснование подобного подхода известны. При анализе и при реализации системы выделим три основные задачи, решаемые системой управления движением ЦМ АК при сближении: задачи навигации, наведения и управления траекторией.

Задача навигации состоит в определении оченк фазового состояния КА, участвующих во встрече. К алгоритмическим особенностям навигационной задачи в бортовом исполнении относятся выбор модели движения КА, навигационных переменных, алгоритмы фильтрации, представляющие математические операции преобразования данных измерений в оценку вектора состояния. Наиболее достоверной информацией об ошибках измерений на практике являются априорно заданные пределы их изменения.

Задачей наведения, под которой понимаются основные принципы организации кинематики относительного движения ЦМ сближаемых КА, является формирование плана встречи. Алгоритм наведения предлагается формировать в виде библиотеки схем встречи, отличающихся диапазоном допустимых продолжительностей полета, количеством импульсов, величиной характеристической скорости. Требование безопасного сближения учитывается в алгоритмах наведения на всех участках полета.

Задача управления траекторией состоит в определении и реализации корректирующего импульса скорости в текущий момент времени в зависимости от оценок вектора состояния. Важнейшая роль принадлежит алгоритмам логики корректирования, определяющим выбор схемы встречи и решение о реализации импульсной коррекции скорости в функции вектора состояния, и, в конечном счете, фактические затраты топлива на операцию встречи.

Первые автономные системы управления сближением ориентировались на использование в СУДН аналоговых вычислительных устройств. Управление сближением приходилось приспособлять к конкретным системам навигации и управления, возможности которых были ограниченными.

По принципу своего действия СУДН выполнена по схеме прямого управления, и может быть классифицирована как система первого поколения. В контуре управления, охватившем обратную связь, для создания управляющего воздействия — момента приращения скорости — используется непосредственно первичная информация, получаемая от соответствующих датчиков. Преимущество систем, содержащих схемы прямого управления, безусловно, заключается в их простоте.

Применение БЦВМ сняло ограничения для разработчика и позволило ему реализовать алгоритм управления практически любой слож-

ности. Тем не менее, новое качество систем управления появляется не из-за сложности алгоритма, а из-за нового принципа управления, когда управление строится по некоторому «модельному движению» и задача управления разделяется на собственно задачу управления (по «модельному движению») и задачу корректирования «модельного» движения по измерительной информации о реальном движении.

Применение БЦВМ позволяет иметь на борту диагностику, т.е. автоматический контроль исправности системы, ее датчиков и автоматический контроль хода выполнения поставленной задачи. Результаты контроля могут быть использованы для изменения структуры системы или модификации режимов ее работы. Такой подход дает возможность создать систему, адаптивную к изменяющимся условиям и отказам, что позволяет качественно поднять надежность системы, что особенно важно для СУДН пилотируемых космических кораблей. Системы такого рода можно идентифицировать как системы второго поколения.

Комплексирование системы управления, необходимое для расширения объема решаемых ею задач и функциональных возможностей, особенно удачно выполняется на основе инерциальных навигационных систем (ИНС). ИНС способна без внешней информации определить траекторию и угловое движение объекта; этим объясняются большие возможности, которые представляются системам управления, построенным на базе ИНС. В этой схеме особые преимущества получают бескарданные инерциальные навигационные системы (БИНС), поскольку они практически не увеличивают приборный состав систем управления по сравнению с системами, использующими схемы прямого управления (датчики угловой скорости и кажущегося ускорения имеются в любой схеме прямого управления), с другой стороны, они дают мощные алгоритмические возможности построения любого требуемого «модельного» движения, получаемого на основе первичной информации БИНС.

БИНС моделирует движение КА (как движение ЦМ, так и вращение вокруг ЦМ) путем численного интегрирования системы дифференциальных уравнений для принятых кинематических параметров движения.

Само управление движением строится на основе информации, получаемой от БИНС. При этом полная информация о текущем векторе состояния дает возможность построить

развитые алгоритмы управления, отвечающие назначенным показателям качества. Коррекция БИНС от дополнительных источников информации, таких как датчики углового положения, радионавигационные средства, оптические датчики относительного положения КА, позволяет поддерживать ошибки определения навигационных параметров в рамках требуемой точности.

Методы автономного наведения

Методы наведения, реализуемые для автономного сближения КА, можно разделить на две группы: методы, основанные на использовании законов орбитального движения КА, и методы, строящиеся без учета этих законов.

По расходам топлива наиболее предпочтительными являются методы, учитывающие естественное движение КА в поле тяготения. Использование этих методов предполагает знание орбитального движения корабля или ОС и их взаимного расположения относительно Земли. На борту АК необходимо построение опорной системы координат, позволяющей прогнозировать относительное движение и определять приводящие к сближению управляющие воздействия. В предположении справедливости импульсной аппроксимации тяги (мгновенное изменение скорости без изменения вектора положения) сближение КА достигается в результате приложения отдельных импульсных поправок к скорости АК, разделенных участками свободного полета. В такой постановке методы первой группы обычно называются *методами свободных траекторий*.

Методы сближения по линии визирования позволяют решить задачу встречи при известном разностном гравитационном ускорении, определяющем относительное движение. Однако при этом на кинематику относительного движения налагаются ограничения, позволяющие решить задачу сближения, несмотря на неполноту информации о нем. В общем виде эти ограничения заключаются в следующем. Посредством регулирования составляющей относительной скорости, нормальной к линии визирования, ограничивается угловая скорость вращения этой линии. При уменьшающейся дальности это приводит к последовательному уменьшению пролета мимо цели, и, в конечном счете, к установлению пересекающегося с целью направления относительной скорости. В свою очередь, уменьшение

дальности достигается с помощью регулирования составляющей скорости вдоль линии визирования, обеспечивающего также и торможение при подходе к цели. При стабилизации величины угловой скорости линии визирования около нуля метод называется *методом параллельного наведения*. Достоинством методов сближения по линии визирования являются малая чувствительность к ошибкам измерений и исполнения, простота приборной реализации алгоритма управления. Недостаток — значительный расход топлива, поскольку относительное движение по прямой линии значительно отличается от свободного движения под действием гравитационных сил и требует частого корректирования.

4.4.3.4. Системы управления сближением российских кораблей

Первая система управления сближением была системой прямого управления и реализована на аналоговых вычислительных устройствах (1967 г.). В качестве основного измерителя параметров относительного движения использовалась радиотехническая аппаратура «Игла». Радиоаппаратура обеспечивала обнаружение цели при активном ответчике, устанавливаемом на цели на дальности менее 25 км, измерение углов пеленга цели, дальности, радиальной скорости, угловых скоростей вращения линии визирования относительно инерциального пространства. Измерялись вектор положения и скорости АК относительно цели. Активный ответчик на цели обеспечивал измерение углов линии визирования в связанном базисе цели, что позволяло выполнять в ходе сближения ориентацию стыковочного узла на подходящий корабль (так называемую встречную ориентацию). Дополнительная информация об угле взаимного разворота спутников по крену обеспечивалась с дальности 300 м.

Автоматическое управление реализовано по методу параллельного наведения. Система управления формировала управляющие воздействия и довольно сложную логику управляющих сигналов в зависимости от непосредственно измеряемых параметров относительного движения (*законы управления*) без сложных промежуточных преобразований. Закон управления радиальной скоростью сближения обеспечивал уменьшение величины скорости при уменьшении относительной дальности. Входным сигналом служит измеряемая ско-

рость $\dot{\rho}$, которая сравнивается с пороговыми значениями $\dot{\rho}_p$ и $\dot{\rho}_t$, определяющими необходимость коррекции скорости соответственно при разгоне и торможении. Если $\dot{\rho} \leq \dot{\rho}_t$, то вырабатывается командный сигнал для включения продольной тяги на торможение (уменьшение скорости сближения). Если $\dot{\rho} \geq \dot{\rho}_t$, то вырабатывается командный сигнал для включения продольной тяги на разгон. В случае, когда $\dot{\rho}_t \leq \dot{\rho} \leq \dot{\rho}_p$, сигнал на включение двигателей по каналу управления радиальной скоростью не вырабатывается (рис. 4.4.8).

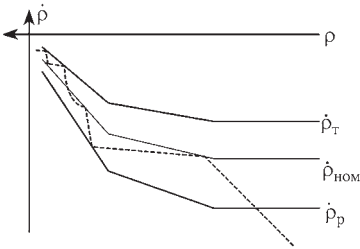


Рис. 4.4.8. Закон управления радиальной скоростью при параллельном сближении

При управлении угловой скоростью линии центров на участке сближения до причаливания коррекции скорости, нормальной линии визирования, проводится по полярной схеме отработки с использованием СКД. Поэтому на АК строится *плоскость наведения*, т.е. плоскость, проходящая через линию центров и вектор относительной скорости. Построение плоскости наведения проводится разворотом корабля вокруг продольной оси до тех пор, пока одна из измеряемых компонент угловой скорости не станет равной нулю. В этот момент вторая компонента будет равна полному вектору угловой скорости линии визирования. Сигнал, показывающий необходимость коррекции боковой скорости, вырабатывается, когда величина угловой скорости линии визирования превышает некоторый порог ω_b . Выключаются двигатели при условии, что угловая скорость снижена до порога ω_n . Значения порогов могут устанавливаться кусочно-постоянными с одним или несколькими переключениями уровней по дальности. Приемлемые результаты дает выбор значений порогов $\omega_b = 3\omega_n$ (рис. 4.4.9).

На участке причаливания способ сближения остается прежним, только коррекции скорости осуществляются ДПО.

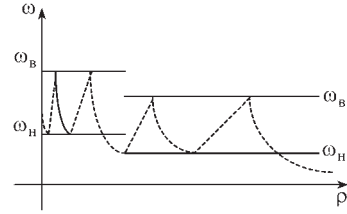


Рис. 4.4.9. Закон управления угловой скоростью вращения линии визирования

Метод параллельного наведения реализуется на участках облета, зависания и причаливания при сближении современных российских КК «Союз ТМ» и «Прогресс М» с ОС «Мир» и МКС в диапазоне относительных дальностей от 400 м до механического контакта.

В 1970–1974 гг. началась разработка нового транспортного корабля «Союз Т», первая стыковка которого со станцией «Салют-7» проведена в 1979 г. Наличие на борту ЦВМ и использование БИНС позволили реализовать алгоритмы фильтрации измерений и управление движением по прогнозируемым параметрам. При управлении сближением впервые был использован метод свободных траекторий.

С 1980 г. при разработке станции «Мир» модульной архитектуры были ужесточены требования по кинематическим параметрам стыковки. Встречная ориентация станции в процессе сближения была признана нецелесообразной, и схема причаливания усложнена. Для выхода в зону стыковочного узла станции введена операция облета в ближней зоне на дальности 100...300 м, а в процессе причаливания — управление отклонением ЦМ корабля от продольной оси стыковочного узла станции. Для реализации новой схемы сближения была разработана новая радиоаппаратура «Курс», обеспечивающая измерение относительной дальности, радиальной скорости и углов пеленга цели в диапазоне от 200 км до касания КА, углов пеленга АК в связанных осях станции с передачей их по линии связи на борт АК. Новая система автономного управления сближением была внедрена на пилотируемых кораблях «Союз ТМ» и грузовых кораблях «Прогресс М», которые эксплуатируются в настоящее время для стыковки с МКС.

Приведем краткое описание функционирования автономной системы управления сближением и алгоритмов решения задач навигации, наведения и управления траекторией.

После проведения маневров дальнего командного сближения АК находится на орбите ожидания (фазирующей орбите). План встречи предусматривает приложение двух импульсных поправок скорости за виток и полвитка до расчетного момента встречи и выход в точку встречи с заданной прицельной скоростью. Система автономного сближения начинает свое функционирование за два часа до расчетного момента встречи с построения опорной орбитальной системы координат на борту АК. В качестве начальных векторов положения и скорости АК и ОС в бортовой алгоритм навигации вводятся рассчитанные на момент включения автономной системы параметры орбит АК и ОС, определенные по данным измерений от станции слежения. Начальное расстояние между АК и ОС на этот момент времени значительно больше 200 км, и измерения с помощью радиосистемы «Курс» невозможны.

Первая операция, проводимая бортовым алгоритмом наведения — пересчет плана встречи. Обоснованием операции является отличие фактических параметров относительного движения АК и ОС, определенных по «свежим» измерениям орбит, от запланированных при проведении последней коррекции дальнего наведения почти сутки назад. При пересчете уточняется значение прицельной скорости, первый импульс и момент его реализации.

После реализации первого импульса алгоритм управления рассчитывает и реализует коррекцию по бинормали к орбите, обеспечивающую в расчетный момент встречи отклонение по бинормали до 1000 м с целью обеспечения безопасного сближения на случай полного отказа системы управления.

Следующая коррекция в плоскости орбиты рассчитывается по данным бортового прогноза движения АК и ОС с использованием измерений относительного движения в *динамическом фильтре* для уточнения параметров орбиты АК. Для получения измерений АК переходит от ориентации в ОСК в постоянный режим ориентации в ЛСК вдоль линии центров АК и ОС.

Динамический фильтр для уточнения движения АК по данным измерений использует метод фильтрации, известный как линейный наблюдатель Льюинбергера, при котором веса измерений в оценке определяются из условий устойчивости уравнений оценки. Такой подход к задаче фильтрации представляется

оправданным, поскольку статистические характеристики ошибок измерений известны только приближенно, а наиболее достоверной информацией об ошибках измерений являются априорно заданные пределы их изменения.

Алгоритм фильтрации использует различный состав измеряемых параметров в зависимости от относительной дальности. До достижения дальности 35 км используются только измерения дальности и скорости, использование углов пеленга нецелесообразно из-за больших погрешностей. С дальности 35 км в обработку в фильтр включаются измерения углов, а с дальности 15 км — расчетные данные об угловой скорости вращения приборного базиса ЛСК, трактуемые как измерения угловой скорости вращения линии визирования. Фильтр функционирует до механического соединения АК и ОС.

Третья коррекция движения АК реализуется в момент времени, определяемый бортовым алгоритмом управления траекторией как момент, при котором достигается минимум характеристической скорости двухимпульсной схемы встречи. Первый импульс схемы устраняет промах по координатам относительного движения, второй — сводит к нулю относительную скорость. Аргументом схемы перелета является продолжительность перелета τ в точку встречи, отсчитываемая от текущего момента времени.

После реализации третьей коррекции траектория пассивного полета АК через промежуток времени τ проходит через заданную вынесенную относительно станции точку. Необходимо решить задачу попадания в заданную окрестность станции радиуса 400 м (область облета и причаливания) и уменьшить величину относительной скорости сближения на границе этой области до 2...3 м/с.

Для решения задачи одновременного уменьшения дальности и скорости при организации конечного торможения при подлете к цели принят *метод затухающего перехвата*. В его основу положен эффект уменьшения величины конечной скорости при увеличении расчетной продолжительности перелета.

Определим потребную скорость сближения в момент ϑ , как сумму текущей относительной скорости и импульса, ликвидирующего промах в расчетный момент встречи $\vartheta^* = \vartheta; + \tau(\vartheta)$. При малых τ кинематические схемы метода свободных траекторий и метода параллельного наведения практически идентичны, т.е. потребная ско-

рость сближения направлена вдоль линии визирования АК — заданная вынесенная точка. Это позволяет определить в области $\rho < \rho_T$ зависимость потребной скорости на основе одномерной модели движения вдоль линии визирования как монотонно убывающую функцию дальности:

$$V_{\Pi} = V_{\Pi}(\rho); \quad V_{\Pi} = 0.$$

В области $\rho < \rho_T$ расчетную продолжительность сближения τ определим как продолжительность перелета вдоль линии визирования в точку встречи со средней скоростью $\dot{\rho}_{\text{ср}} = -V_{\Pi}(\rho)$, заведомо меньшей по величине, чем текущая скорость относительного движения:

$$\tau = \tau_{\Pi}(\rho) = \frac{\rho}{V_{\Pi}(\rho)}.$$

Значение ρ_T определяет начало участка конечного торможения. Одновременно в качестве точки прицеливания принимается не вынесенная точка, а ЦМ ОС. Реализация коррекции относительной скорости производится на так называемой *параболе торможения*, в момент, когда величина относительной скорости превысит заданный порог V_T , где $V_T = V_T(\rho)$ — заданная функция относительной дальности, учитывающая величину располагаемой тяги и задержку исполнения коррекции. При определении функций $V_T = V_T(\rho)$ и $V_{\Pi} = V_{\Pi}(\rho)$, должно быть выполнено естественное ограничение $V_T > V_{\Pi}$.

После реализации одной или нескольких коррекций торможения условия перехода к режиму облета и причаливания оказываются выполненными.

Для выполнения облета СУД использует как уставочную информацию, задаваемую кватернионом перехода от системы координат выбранного стыковочного узла к связанной системе координат ОС, так и измерительную информацию от радиосистемы «Курс» в виде двух углов, определяющих ориентацию оси стыковочного узла в связанном базисе станции. Угловая информация поступает в СУД с дальностей меньших 0,4 км в конусе причаливания с осью, совпадающей с осью стыковочного узла ОС.

После окончания облета реализуется режим зависания на дальности примерно 150 м, при котором относительная скорость поддерживается равной нулю. Он предусматривается для того, чтобы сместить во времени этап при-

чаливания и расположить его определенным образом относительно зоны видимости станций слежения или относительно освещенного или теневого участков орбиты. Режим причаливания инициируется по команде ЦУП или экипажа. При движении к стыковочному узлу для управления ортогональными смещениями ЦМ АК относительно оси стыковочного узла используются данные измерений «пассивных» углов, определяющих реальное положение ЦМ АК в осях узла станции. Обнуляя «пассивные» углы, сводится к нулю перпендикулярное оси стыковочного узла смещение ЦМ. Одновременное с этим обнуление активных углов пеленга и измеренного угла крена приводит к устранению рассогласования во взаимной ориентации стыкующихся КА. В момент касания стыковочных механизмов программно-временное устройство подключает координатные двигатели перемещения и ориентации (ДПО) на «подвод» корабля к ОС.

Причаливание завершается механическим соединением стыковочных узлов АК и ОС.

Навигационно-баллистическая схема сближения кораблей «Союз» и «Прогресс» с орбитальной станцией

ОС находится на околокруговой рабочей орбите с наклоном 51,6°. Высота рабочей орбиты ОС колеблется от 330 до 410 км. При причаливании ОС находится в ориентации, задаваемой ЦУП и известной на корабле.

Дата и время старта корабля выбираются исходя из условий:

обеспечения минимальных расходов топлива на сближение и причаливание;

причаливание осуществляется в зоне радиовидимости наземных измерительных пунктов (НИП) России;

максимальное время автономного полета — 3,2 суток.

Сближение транспортных и грузовых кораблей с ОС проводится по типовым схемам. В качестве штатной в настоящее время принята двухсуточная схема встречи со стыковкой на 34-м витке полета корабля.

Расчетная точка прицеливания выбирается из условий обеспечения надежного контроля причаливания и стыковки с наземных станций слежения. Как правило, расчетная точка прицеливания задается за 13...15 мин до экватора (до восходящего узла витка встречи корабля со станцией). В зоне уверенного телеви-

зионного приема корабль обычно находится в режиме зависания перед ОС на дальностях порядка 120...180 м, где и выдается команда на причаливание и стыковку.

Режим автономного сближения начинается за 110 мин до расчетного момента встречи с интегрирования векторов состояния корабля и ОС в текущем масштабе времени. По достижении дальности примерно 200 км корабль ориентируется в лучевой системе координат (ЛСК), связанной с линией визирования ТК-ОС. Навигационный блок автономной системы сближения начинает обработку измерений относительных дальности и радиальной скорости, а с дальности 30 км — дополнительно измерений углов пеленга ОС и угловой скорости вращения линии визирования для уточнения вектора состояния корабля.

Алгоритмы наведения автономной системы реализуют последовательно трех- и двухимпульсную схемы перелета по методу свободных траекторий в прогнозируемую точку встречи, а на заключительном этапе сближения с дальности 400 м (метод параллельного наведения). Трехимпульсная схема автономного наведения обеспечивает преемственность с принятым планом баллистического обеспечения двух завершающих маневров дальнего наведения на 32–33-м витках полета. В штатном полете первый завершающий маневр рас-

считывается, как правило, по данным бортового прогноза относительного движения, а второй, обнуляющий промах по координатам, — по уточненным на основе измерений параметрам движения. Между штатными маневрами баллистической схемы реализуются также рассчитываемые на борту ТК маневры для обеспечения безопасного сближения. Уменьшение величины относительной скорости при переходе к участку причаливания проводится в рамках двухимпульсного перелета с использованием «затухающего» перехвата. На рис. 4.4.10 представлена типичная траектория относительного движения грузового корабля «Прогресс» на автономном участке сближения в орбитальной системе координат МКС.

Подключение алгоритмов управления участка причаливания происходит при выполнении совокупности ограничений на фазовые координаты: величина дальности не должна превышать 400 м, радиальной скорости — 2 м/с, угловых скоростей линии визирования — 0,3 °/с. При разрешении режима облета корабль начинает облет ОС до выхода на ось заданного стыковочного узла и автоматически переходит в режим зависания на дальностях в диапазоне 120...180 м с обнулением угловых скоростей вращения линии визирования.

Завершает операцию встречи *причаливание* по методу параллельного наведения.

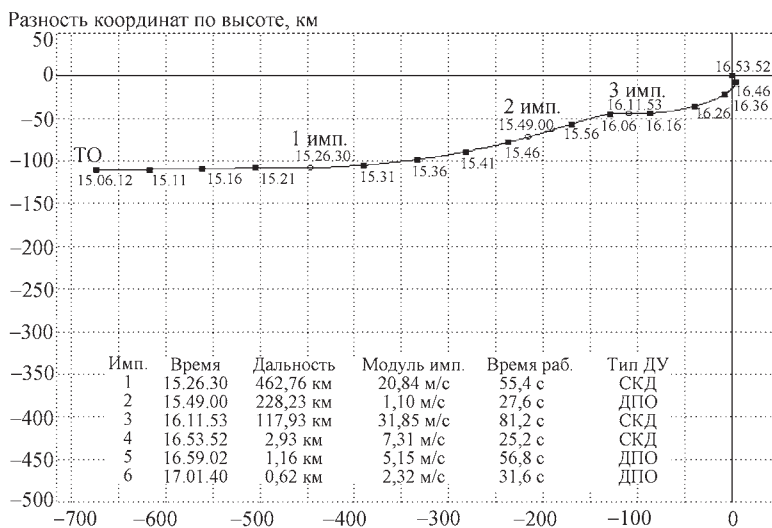


Рис. 4.4.10. Траектория и план маневров на участке автономного сближения

Навигационно-баллистическая схема сближения «Space Shuttle Orbiter» с орбитальной станцией

Стратегия фазирования КА «Space Shuttle» состоит из некоторого числа стандартных маневров, имеющих целью достичь желаемой фазирующей орбиты, выровнять орбитальные плоскости корабля и цели по наклонению и прибыть в заданную прицельную точку на фиксированном расстоянии от цели в заданное время.

Различные маневры имеют следующие цели:

OMS2 — маневр для поднятия перигея и достижения желаемой фазирующей орбиты;

NC — серия плоских маневров для поддержки фазирования, поддержания высоты перигея и коорректирующих ошибки исполнения предыдущих маневров. NC маневры обычно реализуются в конце рабочего периода экипажа перед сном;

NH — маневры, регулирующие высоту полета в плоскости;

NPC — маневр, корректирующий ошибки наклонения орбит.

Все маневры, включая последний NC3, прикладываемый на линии равных высот на дальности примерно 40 морских миль, контролируются Землей.

Последовательность маневров, реализуемых с помощью автономной системы управления, базируется на измерениях секстанта и радара. В навигационном фильтре начальный вектор состояния, полученный из ЦУП, уточняется по данным измерений секстанта, радара, инерциального измерительного блока.

Маневры автономного участка:

NCC — первый маневр, реализуемый бортовой системой автономно, на основе обработки в фильтре только измерений секстанта;

Ti — начальный маневр терминальной фазы. Этот маневр выполняется в фиксированной точке на расстоянии 14,8 км сзади МКС по орбитальному движению и на высоте 355 м выше цели. Все предыдущие маневры рассчитываются, чтобы попасть в эту прицельную точку;

MC — корректирующие маневры на среднем участке, компенсирующие ошибки исполнения Ti, ошибки измерений, внеплоскостные рассогласования и т.д.

Траектория относительного движения в орбитальной плоскости МКС представлена на рис. 4.4.11.

В течение последнего витка за короткое время до пересечения местной вертикали цели начинается фаза ручного управления. Для уточнения параметров относительного движения в дополнение к радару используются:

- 1) оптический визир экипажа (COAS), ось которого соосна с осью Ox корабля;
- 2) телевизионная система (CCTV), состоящая из двух камер, расположенных спереди и сзади грузового отсека корабля, для измерения угла между осью Ox и целью;
- 3) лазерный локатор (TCS) для измерения дальности и углов линии визирования.

Узлы для стыковки корабля назначаются со стороны оси $+Ox$ (впереди) и со стороны оси $-Oy$ ОСК.

В первом случае назначается прицельная точка на расстоянии 150 м впереди цели, где выполняется зависание. Внутри сферы радиуса 300 м поддерживается программная скорость. В начале причаливания задается требуемая программная скорость вдоль оси Ox , а затем серия радиальных коррекций относительной скорости, прикладываемых в точках пере-

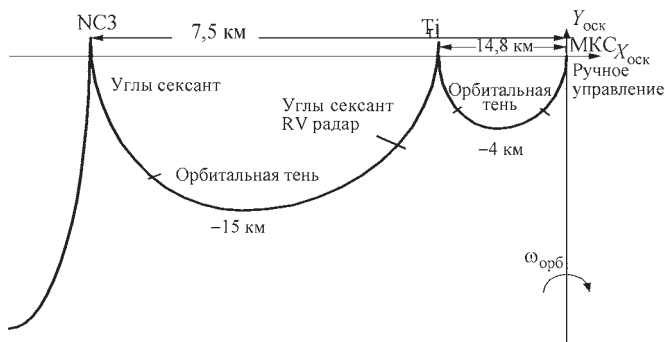


Рис. 4.4.11. Траектория сближения на автономном участке полета

сечения траектории относительного движения с осью Ox ОСК.

Серия коррекций, имеющих три компонента и прикладываемых в моменты пересечения местной вертикали, завершает причаливание.

Навигационно-баллистическая схема сближения ATV с орбитальной станцией

После отделения европейского транспортно-грузового корабля ATV от РН гасятся остаточные угловые скорости, раскрываются панели СБ и в течение двух витков проводятся измерения параметров движения для определения фактической орбиты ATV. Переход на фазирующую орбиту выполняется двумя импульсами, разнесенными на полвитка. Продолжительность дрейфа по первоначально выбранной фазирующей орбите составляет 29 витков (44 ч). Для компенсации ошибок измерений и исполнения на 15-м витке предусматривается промежуточная коррекция. В конце участка фазирования выполняется переход ATV на коэллиптическую орбиту с разностью высот 5...5,5 км. Этот этап полета называется переходом в окрестность МКС, занимает с промежуточными маневрами 8 витков (около 14 ч) и заканчивается на расстоянии примерно 30 км от МКС (рис. 4.4.12).

С дальности 30 км между ATV и МКС начинает функционирование межбортовая радиолиния для передачи на борт ATV данных измерений вектора состояния МКС, полученных с помощью приемника GPS, установленного на МКС (точка S_0 на рис. 4.4.12).

В навигационном фильтре начальный вектор состояния, полученный из ЦУП, уточняется по данным инерциального измерительного блока и данным измерений от двух приемников GPS — на корабле и МКС в режиме разностной навигации (RGPS).

Время сходимости процесса фильтрации — примерно 20 минут. На участке причаливания с дальности около 400 м для уточнения относительного движения используются данные измерений видеометра — дальность, радиальная скорость, углы пеленга.

После уточнения относительного движения производится хомановский перелет (точка S_1) на линию равных высот в точку зависания на расстоянии примерно 3,5 км сзади МКС по орбитальному движению (точка S_2). Продолжительность полета с 30 км до точки зависания S_2 примерно 1 ч. Маневры на ближнем участке сближения с 3,5 км (перелет в точку зависания S_3 на дальности примерно 500 м и причаливание) занимают примерно 1,6 ч.

Общая продолжительность полета ATV от отделения от носителя до механического контакта с МКС составляет от 66 до 72 ч. При неблагоприятных условиях выведения продолжительность полета может быть увеличена до четырех суток, в основном за счет увеличения времени полета по начальной фазирующей орбите.

4.4.3.5. Схемы автоматического причаливания

Первая отечественная система автоматического причаливания была разработана в начале 60-х годов для стыковки двух кораблей типа «Союз». В дальнейшем без изменений эта система была применена на пилотируемых кораблях «Союз» и грузовых кораблях «Прогресс» для их стыковки с ОС «Салют».

Система автоматического причаливания в части алгоритмов управления изменилась при создании пилотируемых кораблей «Союз-Т» и грузовых кораблей «Прогресс М», обеспечивающих жизнедеятельность ОС «Мир», и с тех пор не претерпела принципиальных изменений.

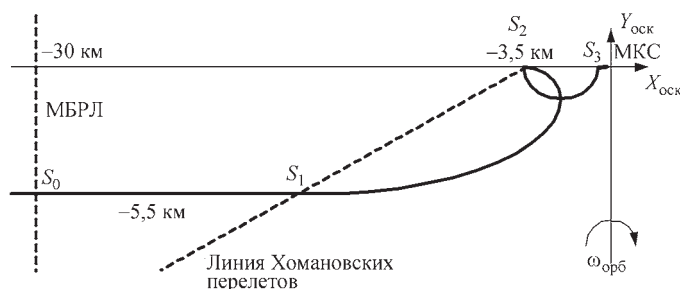


Рис. 4.4.12. Траектория относительного движения ATV в плоскости МКС

С усложнением и ростом стоимости ОС сохранение ее работоспособности с одновременным обеспечением безопасности экипажа ОС является первостепенной задачей. Однако автоматическая система причаливания с одним измерителем параметров относительного движения не способна выявить все отказы в системе и обеспечить безопасность стыковки.

Поэтому для повышения безопасности при автоматической стыковке транспортных кораблей (АК) с ОС введен контроль точности стыковки, выполняемый пилотом транспортного корабля (или пилотом ОС при стыковке с грузовым кораблем) на последних перед касанием метрах по визуальным измерениям параметров движения. По взаимному положению элементов стыковочной мишени относительно друг друга и положению выносного креста мишени относительно перекрестия визирного устройства пилот однозначно определяет — обеспечивает ли текущее значение параметров движения касание с требуемой точностью. При выходе параметров за заданные ограничения пилот отключает автоматический режим.

Контроль параметров движения по стыковочной мишени возможен лишь с дальности не более 20 м (между стыковочными плоскостями АК и ОС). При этом до механического касания остается от 100 до 40 с. Дефицит времени усложняет для пилота задачу принятия адекватного решения.

Задача контроля упростится, если обеспечить пилоту возможность ведения контроля по визуальным измерениям параметров относительного движения на всем участке причаливания с тем, чтобы заблаговременно распознать нештатное протекание процесса причаливания. Однако реализация этой возможности требует структурного изменения используемой сегодня системы автоматического причаливания.

Для выполнения причаливания состав измеряемых параметров относительного движения может быть следующим:

- дальность;
- скорость сближения;
- углы рассогласования ОС относительно линии визирования;
- углы рассогласования АК относительно линии визирования;
- угол взаимного крена;
- угловая скорость линии визирования.

Схема причаливания при заданном ограничении на величину угловой скорости линии визирования

Вариант построения применялся для стыковки двух кораблей «Союз» и для стыковки кораблей «Союз», «Союз-Т» и «Прогресс» с ОС «Салют».

В данной схеме управления по углам рассогласования АК («Союз», «Прогресс») относительно линии визирования организовано слежение за положением ОС.

Для управления движением вокруг ЦМ АК используется управляющая функция вида

$$Q_{AK y} = \varphi_1^* + K_{AK}(\omega_{AK y} - \Omega_y^B);$$

$$Q_{AK z} = \vartheta_1^* + K_{AK}(\omega_{AK z} - \Omega_z^B),$$

где φ_1^* , ϑ_1^* — измеренные углы рассогласования АК относительно линии визирования по тангажу и курсу; $\omega_{AK y}$, $\omega_{AK z}$ — угловые скорости вокруг центра масс АК по курсу и тангажу; Ω_y^B , Ω_z^B — вычисленные значения угловой скорости линии визирования по курсу и тангажу.

Для управления креном в соответствующий канал поступает измеренный угол взаимного крена. Управляющая функция канала крена имеет вид

$$Q_{AK y} = \gamma_{AK}^* + K_{AK}\omega_{AK x},$$

где γ_{AK}^* — измеренный угол взаимного крена; $\omega_{AK x}$ — угловая скорость вокруг центра масс АК по крену.

Длительность включения двигателей в каналах ориентации $t_o = f(Q_{AK})$.

Включение двигателей для коррекции движения ЦМ (гашения угловой скорости линии визирования) проводится по вычисленной величине угловой скорости линии визирования Ω_y^B (Ω_z^B), °/с, при

$$|\Omega_y^B| \geq 0,3; \quad |\Omega_z^B| \geq 0,3;$$

выключение при

$$|\Omega_y^B| < 0,2; \quad |\Omega_z^B| \geq 0,2.$$

ОС в процессе причаливания ориентируется по линии визирования. Для ориентации формируется стандартная управляющая функция

$$Q_{OC y} = \varphi_2^* + K_{OC}\omega_{OC y};$$

$$Q_{OC z} = \vartheta_2^* + K_{OC}\omega_{OC z},$$

где φ_2^* , ϑ_2^* — углы рассогласования ОС относительно линии визирования по тангажу и курсу;

$\omega_{OCy}, \omega_{OCz}$ — угловые скорости вокруг центра масс ОС по курсу и тангажу.

В канале управления креном ОС стабилизируется относительно инерциальной системы координат. Управляющая функция

$$Q_{OCx} = \gamma_{OC} + K_{OC}\omega_{OCx}; \quad \gamma_{OC} = \int \omega_{OCx} dt,$$

где γ_{OC} — угол рассогласования ОС по крену относительно инерциальной системы координат; ω_{OCx} — угловая скорость вокруг ЦМ ОС по крену.

Длительность включения $t_{OC} = f(Q_{OCi})$.

Схема причаливания при стабилизации АК вокруг ЦМ

Для организации управления системе необходим полный состав измерений.

В процессе причаливания ОС ориентируется относительно линии визирования. АК в процессе причаливания вокруг ЦМ стабилизируется относительно системы координат (инерциальной или орбитальной), начало отсчета которой при переходе к автоматическому причаливанию совпадает с линией визирования.

Для управления движением вокруг ЦМ АК используется управляющая функция вида

$$Q_{AKy} = \varphi_{AK} + K_{AK}\omega_{AKy};$$

$$Q_{AKz} = \vartheta_{AK} + K_{AK}\omega_{AKz},$$

где $\varphi_{AK}, \vartheta_{AK}$ — углы рассогласования АК относительно выбранной системы координат по курсу и тангажу.

Для управления креном в соответствующий канал поступает измеренный угол взаимного крена γ_{AK}^* . Управляющая функция канала крена имеет вид

$$Q_{AKy} = \gamma_{AK}^* + K_{AK}\omega_{AKx}.$$

Длительность включения двигателей в каналах ориентации $t_o = f(Q_{AKi})$.

Для управления движением ЦМ АК формируется управляющая функция вида

$$G_y = \Phi_b + K_d \Omega_y^b; \quad G_z = \theta_b + K_d \Omega_z^b,$$

где Φ_b, θ_b — вычисленные углы положения линии визирования по тангажу и курсу; Ω_y^b, Ω_z^b — вычисленные значения угловой скорости линии визирования,

$$\Phi_b = \varphi_{AK} - \varphi_1^*; \quad \theta_b = \vartheta_{AK} - \vartheta_1^*,$$

где $\varphi_1^*, \vartheta_1^*$ — измеренные углы рассогласования АК относительно линии визирования по тангажу и курсу,

Длительность включения исполнительных органов задается в функции G_i .

ОС в процессе причаливания стабилизируется относительно линии визирования. Для ориентации формируется управляющая функция

$$Q_{OCy} = \varphi_2^* + K_{OC}\omega_{OCy};$$

$$Q_{OCz} = \vartheta_2^* + K_{OC}\omega_{OCz},$$

где $\varphi_2^*, \vartheta_2^*$ — углы рассогласования ОС относительно линии визирования по тангажу и курсу.

В канале управления креном ОС стабилизируется относительно инерциальной системы координат. Для этого формируется управляющая функция

$$Q_{OCx} = \gamma_{OC} + K_{OC}^*\omega_{OCx}; \quad \gamma_{OC} = \int \omega_{OCx} dt.$$

Длительность включения $t_{OC} = f(Q_{OCi})$.

Схема причаливания с управлением боковым движением ЦМ по линейной скорости

Варианту построения необходим полный состав измерений.

Рассматриваемая организация управления причаливанием реализована на кораблях «Союз ТМ», при которой для управления движением ЦМ вводится понятие программной угловой скорости линии визирования $\Omega_{при}$, вычисляемой по следующим зависимостям:

$$\Omega_{при} = 0 \text{ при } |\varphi_2| < 0,5^\circ;$$

$$\Omega_{при} = \frac{|\varphi_2^*|^{-0,5}}{K_d} \text{ при } |\varphi_2| \geq 0,5^\circ;$$

$$\Omega_{при} = \Omega_{при} \sin(-\varphi_2^*),$$

где K_d — коэффициент.

По вычисленной программной угловой скорости и текущему значению угловой скорости линии визирования вычисляется линейная боковая скорость коррекции по формуле:

$$\Omega_{корi} = |\Omega_i^* - \Omega_{при}|; \quad V_i = \Omega_{корi} R.$$

Вычисление боковой линейной скорости требует точного, не искаженного параллаксами, знания угловой скорости линии визирования, для вычисления которой необходимо знать расстояние между ЦМ АК и ОС.

Программное значение линейной скорости V_{6i} , м/с, вычисляется по формуле:

$$V_{6i} = 0,008 + 0,0015(R - 15) \text{ при } R \geq 15 \text{ м;}$$

$$V_{6i} = 0,008 \text{ при } R < 15 \text{ м.}$$

Если вычисленная скорость коррекции V_i превышает изменяющееся от дальности заданное программное значение V_{6i} , то включаются двигатели коррекции бокового движения ЦМ.

Для управления движением вокруг центра масс АК используется управляющая функция

$$Q_{AKy} = \varphi_1^* + K_{AK}\omega_{AKy};$$

$$Q_{AKz} = \vartheta_1^* + K_{AK}\omega_{AKz},$$

где φ_1^* , ϑ_1^* — измеренные углы рассогласования АК относительно линии визирования по тангажу и курсу.

Для управления креном в соответствующий канал поступает измеренный угол взаимного крена. Управляющая функция канала крена имеет вид

$$Q_{AKx} = \gamma_{AK}^* + K_{AK}\omega_{AKx},$$

где γ_{AK}^* — измеренный угол взаимного крена.

Длительность включения двигателей в каналах ориентации $t_0 = f(Q_{AKi})$.

Для стабилизации ОС в процессе причаливания относительно выбранной системы координат формируется управляющая функция

$$Q_{OCx} = \gamma_{OC} + K_{OC}\omega_{OCx};$$

$$Q_{OCy} = \varphi_{OC} + K_{OC}\omega_{OCy};$$

$$Q_{OCz} = \vartheta_{OC} + K_{OC}\omega_{OCz},$$

где γ_{OC} , φ_{OC} , ϑ_{OC} — углы рассогласования ОС относительно выбранной системы координат.

Длительность включения $t_{0C} = f(Q_{OCi})$.

Схема причаливания со стабилизацией АК и ОС вокруг ЦМ относительно выбранной системы координат

В данной схеме управления привязка положения стыковочных узлов ОС и АК в пространстве проводится не по измерениям углов рассогласования ОС относительно линии визирования, а выставкой их связанных осей относительно одной и той же заранее выбранной системы координат — инерциальной или орбитальной. Этим достигается параллельность стыковочных плоскостей АК и ОС. Управляют движением ЦМ АК по углам положения линии визирования (курс, тангаж), вычисленным относительно системы координат, в которой ориентируется АК, с учетом измеренных углов рассогласования.

Для управления движением ЦМ АК используется управляющая функция

$$G_y = \Phi_B + K_d\Omega_y^B; \quad G_z = \theta_B + K_d\Omega_z^B,$$

где Φ_B , θ_B — вычисленные углы положения линии визирования по тангажу и курсу; Ω_y^B , Ω_z^B — вычисленные значения угловой скорости линии визирования:

$$\Phi_B = \varphi_{AK} - \varphi_1^*; \quad \theta_B = \vartheta_{AK} - \vartheta_1^*,$$

где φ_1^* , ϑ_1^* — измеренные углы рассогласования АК относительно линии визирования по тангажу и курсу.

Длительность включения исполнительных органов задается в функции G_r .

4.4.4. РЕЖИМ УПРАВЛЕНИЯ СПУСКОМ

4.4.4.1. Вход в атмосферу баллистических космических летательных аппаратов

Траекторное движение. Первые пилотируемые КА, рассчитанные на спуск в атмосферу Земли, не обладали аэродинамической подъемной силой, имели затупленную форму (для уменьшения нагрева в процессе полета) и представляли собой тела вращения («Восток» имел форму сферы, «Меркурий» — форму телевизионной трубки). Первые КА, рассчитанные на спуск в атмосфере других планет, также представляли собой тела вращения. При баллистическом спуске в атмосфере наиболее интересным параметром является максимальное значение перегрузки n_{\max} , т.е. отношения силы аэродинамического сопротивления к весу КА на поверхности Земли. Это значение зависит от скорости входа в атмосферу V_0 и угла наклона траектории θ_0 (модуль этого угла часто называют углом входа в атмосферу) на условной границе атмосферы, выше которой влиянием аэродинамических сил на движение КА можно пренебречь (для Земли $H_0 \approx 90...100$ км). Для грубой оценки в случае не очень малых значений θ_0 можно принять допущение о постоянном угле наклона траектории, по крайней мере — на верхней части траектории, и получить формулу

$$n_{\max} \approx \frac{1}{2e} \frac{\lambda V_0^2 |\sin\theta_0|}{g}, \quad (4.4.61)$$

где g — ускорение силы тяжести на поверхности Земли; λ — логарифмический градиент плотности атмосферы ρ в соответствии с зависимостью

$\rho \approx \rho_0 \exp[\lambda(H_0 - H)]$. Для Земли обычно принимают высоту 0...100 км, $\lambda \approx 1/7000$ 1/м. Максимальная перегрузка достигается при скорости $0,605V_0$ на высоте, определяемой из соотношения

$$\lambda c_{xa} S \rho = m |\sin \theta_0|, \quad (4.4.62)$$

где c_{xa} , S , m — коэффициент сопротивления, характерная площадь и масса КА (индекс xa соответствует полусвязанной системе координат).

Если выразить из этой формулы плотность атмосферы

$$\rho = \frac{m |\sin \theta_0|}{\lambda c_{xa} S},$$

то высота определится следующим образом:

$$H = H_0 + \frac{1}{\lambda} \ln \frac{\rho_0}{\rho}.$$

При очень малых углах входа, в случае спуска КА с низкой околокруговой орбиты максимальная перегрузка

$$n_{\max} \approx 0,25 \sqrt{R \lambda} g_p / g, \quad (4.4.63)$$

где R — радиус планеты; g_p — ускорение силы тяжести на поверхности планеты.

Такая перегрузка достигается при скорости, составляющей $0,434 \sqrt{Rg}$, на высоте, определяемой из соотношения

$$c_{xa} S \sqrt{\rho} = 2,9 m \sqrt{\lambda}. \quad (4.4.64)$$

Значения перегрузки не зависят от массы, коэффициента сопротивления и характерной площади КА. Это положение справедливо для экспоненциальной модели плотности атмосферы. В реальности логарифмический градиент плотности атмосферы зависит от высоты: $\lambda(H) = -d \ln \rho / dH \neq \text{const}$. Тогда изменение указанных параметров приводит к изменению высоты, на которой достигается максимальная перегрузка (формулы (4.4.62), (4.4.64)), и значение максимальной перегрузки варьируется в пределах 10...15 %. Для Земли формула (4.4.63) переходит в $n_{\max} \approx 170 \sin \theta_0 \approx n_{\max} \approx 8,3$. Если считать пределом переносимости для физически подготовленного человека значение $n_{\max} = 10$, то допустимый угол входа не должен превышать примерно 1° . Поэтому тормозной импульс на околоземной орбите должен быть достаточно мал, чтобы обеспечить пологий вход в атмосферу. С другой стороны, угол входа не должен быть меньше, чем $0,1^\circ$, для того чтобы разброс траектории на безатмосферном и атмосферном участках спуска не был слиш-

ком велик и не приводил к большому рассеиванию точки посадки.

Угловое движение. В случае неуправляемого спуска баллистического осесимметричного КА в атмосфере Земли или другой планеты, а также с учетом возможности возникновения аварийных ситуаций, при полном или частичном отказе системы стабилизации КА на этапе входа в атмосферу, возникает неуправляемое угловое движение КА. К режимам движения, в которых углы атаки и скольжения или угловые скорости достигают больших значений, относятся режимы длительного зависания КА в окрестности неустойчивого равновесия, которые могут реализоваться даже в случае малых начальных угловых скоростей и при отсутствии весовой и аэродинамической асимметрии.

Эти режимы наиболее отчетливо проявляют себя в случае плоского углового движения идеально осесимметричного КА, когда приближенное уравнение сводится к виду

$$\frac{d^2 \alpha}{dt^2} - [m_z^{\bar{\omega}z}(\alpha) - i_z c_{ya}^\alpha(\alpha)] \frac{q S l^2}{JV} \frac{d\alpha}{dt} - m_z(\alpha) \frac{q S l}{J} = 0, \quad (4.4.65)$$

где α — угол атаки; $m_z^{\bar{\omega}z}$, c_{ya}^α — производная коэффициента продольного момента по безразмерной угловой скорости тангажа и производная коэффициента подъемной силы по углу атаки; $q = \frac{\rho V^2}{2}$ — скоростной напор;

$i_z = \frac{J}{m l^2}$, где l , J — характерная длина и экваториальный момент инерции КА.

Используем экспоненциальную модель плотности атмосферы $\rho(H) \approx \rho_* \exp[-\lambda(H - H_*)]$ (* означает привязку к конкретной высоте). На начальном участке входа в атмосферу, где скорость $V = V_0$ и угол наклона траектории $\theta = \theta_0 < 0$ можно считать постоянными и пренебречь влиянием аэродинамического демпфирования, скоростной напор является экспоненциально возрастающей функцией времени $q(t) = q(t_0) \exp[\lambda V_0 |\sin \theta_0| (t - t_0)]$.

В случае синусоидальной моментной характеристики $m_z(\alpha) = m_z^\alpha \sin \alpha$, $m_z^\alpha < 0$ существует единственная точка неустойчивого равновесия $\alpha = \pi$. Тогда, задавая начальные условия в разреженных слоях атмосферы в виде $\frac{d\alpha}{dt}(t_0) = \alpha$, $\alpha(t_0) = \pi - \delta\varphi$ где $\delta\varphi$ — малая вели-

чина, найдем, что КА будет находиться в окрестности этого неустойчивого равновесия тем дольше, чем меньше значение $\delta\varphi$. Соответственно, возрастают скоростной напор, при котором происходит разворот КА к устойчивому положению равновесия $\alpha = 0$, и амплитуда колебаний около этого положения. В итоге, при больших скоростных напорах амплитуда колебаний по углу атаки становится малой и определяется формулой

$$\alpha_m = \frac{\chi_{pl}(\delta\varphi, 0) \sqrt{\frac{\lambda V_0 |\sin\theta_0|}{2}}}{\left(-\frac{m_z^\alpha q S l}{J}\right)^{1/4}}, \quad (4.4.66)$$

где амплитудная функция $\chi_{pl}(\delta\varphi, 0)$ неограниченно возрастает с уменьшением $\delta\varphi$ (рис. 4.4.13). При малых $\delta\varphi$ эту функцию можно описать формулой:

$$\chi_{pl}(\delta\varphi, 0) \approx 2,25 \sqrt{\ln \frac{\pi}{2\delta\varphi}}. \quad (4.4.67)$$

В случае ненулевой начальной угловой скорости $\omega_{z0} = \frac{d\alpha}{dt}(t_0) \neq 0$ существует начальное значение угла атаки $\alpha = \alpha_\Omega$, соответствующее пику амплитудной функции, причем формула (4.4.66) сохраняет свой вид с заменой функции $\chi_{pl}(\delta\varphi, 0)$ на $\chi_{pl}(\delta\varphi, \mu)$, где $\delta\varphi = \alpha_* - \alpha_0$, $\mu = \frac{2|\omega_{z0}|}{\lambda V_0 |\sin\theta_0|}$ — параметр подобия (рис 4.4.14). При больших μ амплитудная функция стремится к $2\sqrt{\mu}$ (что соответствует закону сохранения интеграла действия) всюду, за исключением окрестности $\delta\varphi = 0$, где она может быть аппроксимирована формулой

$$\chi_{pl}(\delta\varphi, 0) \approx \sqrt{\chi_{pl}^2(\delta\varphi, 0) + 4\mu}.$$

Поскольку начальное значение угла атаки в плоском движении в большинстве случаев является случайной функцией, задача оценки амплитуды колебаний приобретает вероятностный характер.

Описанный начальный участок траектории можно назвать участком перехода от вращательного движения к колебательному. На последующем участке траектории большую роль играет аэродинамическое демпфирование, которое можно учесть, умножая выражение (4.4.66) на множитель:

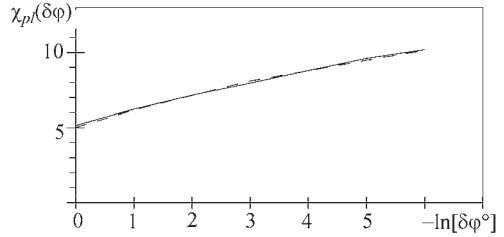


Рис. 4.4.13. Зависимость амплитудной функции угла атаки от $\ln[\delta\varphi]$

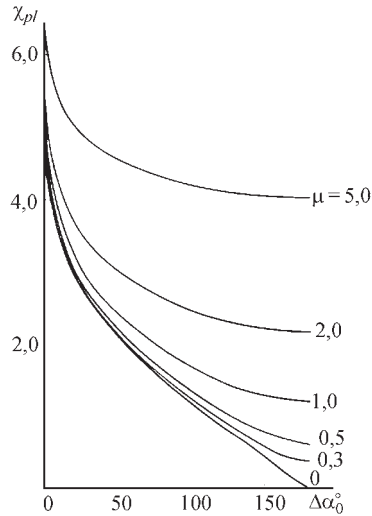


Рис. 4.4.14. Зависимость амплитудной функции χ_{pl} от $\Delta\alpha_0$

$$\left(\frac{V}{V_0}\right)^{\frac{i_z c_{ya}^\alpha - m_z^{\omega z}}{2i_z c_{xa}}}$$

Еще один опасный режим плоского движения, плоская авторотация, может возникнуть в том случае, когда осредненный аэродинамический момент не равен нулю: $m_z = \int_0^{2\pi} m_z(\alpha) d\alpha \neq 0$. Если считать, что величина

этого момента и начальная угловая скорость положительны и пренебречь ролью аэродинамического демпфирования, то можно получить оценку для критического значения начальной угловой скорости, при превышении которого возникает авторотация с интенсивным нарастанием угловой скорости:

$$(\omega_{z0})_{cr} = \frac{\lambda V_0 |\sin \theta_0|}{8 \pi^2 \bar{m}_z} \left[\int_{-\pi}^{\pi} \sqrt{\int_{\alpha}^{\alpha_{un}} m_z(\alpha_1) d\alpha_1} d\alpha \right]^2, \quad (4.4.68)$$

где α_{un} — угол атаки, соответствующий неустойчивому положению равновесия. Соотношение (4.4.68) получено при условии, что отношение $\epsilon = \bar{m}_z / |m_z^\alpha|$ мало. Учитывая, что $\alpha_{un} = \pi$ для синусоидальной моментной характеристики, и рассматривая случай $\epsilon = 0,4$, можно сравнить результаты расчетов по соотношению (4.4.68) с результатами точных расчетов. На рис. 4.4.15 заштрихованные области соответствуют попаданию КА в режим авторотации. Видно, что соотношение (4.4.68) в среднем правильно определяет границу режимов авторотации. Вместе с тем, даже при малых начальных угловых скоростях существует вероятность захвата КА в указанный режим, которая определяется формулой

$$P = \frac{\Delta\alpha}{2\pi},$$

где $\Delta\alpha$ — диапазон значений угла атаки при данном ω_{z0} , соответствующий заштрихованной области.

Наличие таких «язычков» объясняется реализацией режимов движения, близких к зависанию в окрестности неустойчивого положения равновесия. На 4.4.16 показана зависимость вероятности захвата движения КА в авторотацию от начальной угловой скорости, рассчитанная для тех же условий. Видно, что и с ростом отрицательных начальных угловых

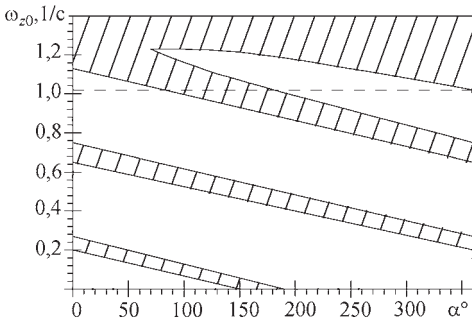


Рис. 4.4.15. Границы, определяющие условия возникновения режима авторотации в плоскости начального угла атаки и начальной угловой скорости, $\epsilon = 0,4$

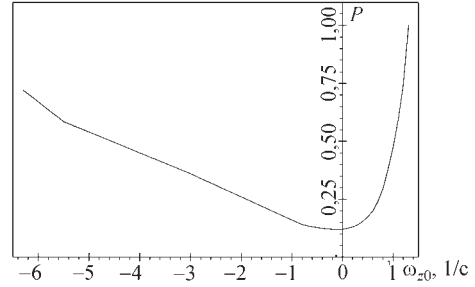


Рис. 4.4.16. Зависимость вероятности попадания КА в режим авторотации от начальной угловой скорости, $\epsilon = 0,4$

скоростей вероятность медленно приближается к единице. Вероятность при нулевой начальной угловой скорости очень быстро убывает с уменьшением ϵ по закону

$$P \approx \frac{1,3}{\sqrt{\epsilon}} \exp(1,4/\epsilon).$$

При наличии аэродинамического демпфирования движение КА всегда в конечном счете становится колебательным при больших скоростных напорах, однако понятие о границе, определяющей условия попадания в режим авторотации, сохраняется, если переход к колебательному режиму происходит через длительное время. Учет демпфирования приводит к возрастанию критической угловой скорости, определяемой формулой (4.4.68), на 10...30 %.

В пространственном случае угловое движение осесимметричного КА в разреженных слоях атмосферы представляет собой регулярную прецессию, и его начальные условия определяются через ϕ_1 — угол между вектором скорости и направлением кинетического момента, ϕ_2 — угол нутации и ϕ_3 — угол прецессии, отсчитываемый в плоскости, перпендикулярной направлению кинетического момента (рис. 4.4.17). Задание этих значений, а также значения кинетического момента Q_0 практически однозначно определяет начальные условия, если влияние силы тяжести на угловое движение является незначительным. В большинстве случаев начальное значение угла ϕ_3 можно считать случайной величиной, равномерно распределенной в интервале 0...2 π . По аналогии с плоским движением, можно выделить начальный участок траектории, используя те же допущения, и определить огibaю-

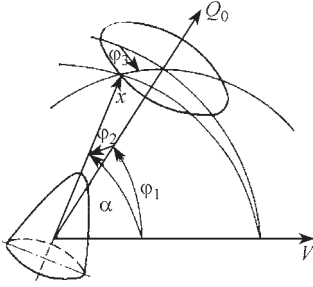


Рис. 4.4.17. Взаимная ориентация вектора кинетического момента Q_0 , скорости V и продольной оси КА

шую максимальных значений пространственного угла атаки соотношением (4.4.66), в котором амплитудная функция зависит уже от четырех аргументов: $\chi = \chi(\phi_1, \phi_2, \phi_3, \mu)$, где $\mu = \frac{2Q_0}{J\lambda V_0 |\sin\theta_0|}$. Режимы зависания здесь могут реализоваться только при выполнении условия $\phi_1 + \phi_2 = \pi$.

Если $\mu \rightarrow \infty$, то из условий сохранения интеграла действия можно показать, что амплитудная функция не зависит от ϕ_3 и определяется формулами:

$$\chi = \sqrt{2\mu} \left(\sin \frac{\phi_1}{2} + \sin \frac{\phi_2}{2} \right) \text{ при } \phi_1 + \phi_2 < \pi;$$

$$\chi = \sqrt{2\mu} \left(\cos \frac{\phi_1}{2} + \cos \frac{\phi_2}{2} \right) \text{ при } \phi_1 + \phi_2 > \pi.$$

При малых ϕ_1 и ϕ_2 (линейный случай) амплитуда может как возрасти, так и уменьшиться по сравнению с определяемой первой из приведенных выше формул, причем

$$\frac{(\alpha_m)_{\max}}{(\alpha_m)_{\min}} = \frac{\alpha_m(\mu = \infty)}{(\alpha_m)_{\min}} = \sqrt{\text{cth} \frac{\pi\mu}{4}}.$$

Движение КА в нижних слоях атмосферы представляет собой сумму двух регулярных прецессий, причем аэродинамическое демпфирование влияет на изменение радиусов прецессий по-разному.

Весьма интересное явление может возникнуть в процессе движения КА, обладающего малой весовой или аэродинамической асимметрией, — захват в режим резонансного вращения. Этот режим может реализоваться в случае, когда КА обладает весовой или аэродинамической асимметрией, экваториальный

момент инерции превышает осевой $J > J_x$, и продольная угловая скорость ω_x достигает резонансного значения, равного

$$(\omega_x)_{res} = \sqrt{-\frac{\bar{m}_z(\alpha)qSl}{\text{tg}\alpha(J - J_x)}}, \quad (4.4.69)$$

где α — пространственный угол атаки. Например, такая ситуация возникает, если в разреженных слоях атмосферы угол ϕ_2 не слишком мал (что порождает, согласно принятой терминологии, быструю прецессию в физическом пространстве и медленную прецессию в пространстве углов атаки и скольжения), КА обладает не слишком малой начальной осевой угловой скоростью ω_{x0} , а аэродинамическая асимметрия выражается в неравенстве нулю малой производной коэффициента осевого момента по углу скольжения m_x^β . Тогда при малых скоростных напорах продольная угловая скорость, существенно превышающая резонансную, вначале почти не изменяется, а затем, при приближении к кривой (4.4.69), начинает возрастать, что сопровождается резким возрастанием пространственного угла атаки. Возможность захвата в резонансный режим в общем случае зависит от случайной начальной фазы, что иллюстрируется на рис. 4.4.18 путем сравнения двух кривых $\omega_x(t)$, полученных численным расчетом, при весьма незначительном отличии начальных условий: начальные значения угла ϕ_3 различаются всего лишь на 1° . Поскольку этот угол является, как правило, случайной величиной, то можно оценивать вероятность захвата в резонансный режим, определяя диапазон значений ϕ_3 , для которого реализуется захват движения КА в резонанс. На рис. 4.4.19 показаны типичные результаты расчета по определению этого диапазона для слу-

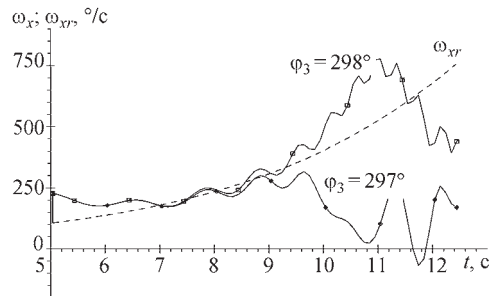
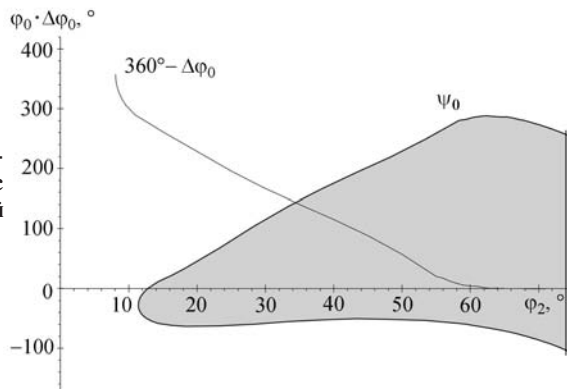


Рис. 4.4.18. Захват в резонансный режим вращения $\phi_1 = 0$ и $\phi_1 = 35^\circ$, $\omega_{x0} = 229^\circ/\text{с}$

Рис. 4.4.19. Область значений ψ_0 , соответствующая захвату движения КА в резонанс на восходящей ветви резонансной кривой $\omega_{xr}(t)$



чая $\varphi_1 = 0$: захват в резонансный режим невозможен при $\varphi_2 < 12^\circ$, и вероятность его возникновения возрастает практически до единицы при увеличении значения φ_2 до 60° . Особенностью описанного режима является его принадлежность к классу нелинейных колебательных систем, обладающих способностью к синхронизации — подстройке собственной частоты колебаний к частоте внешних периодических возмущений.

4.4.4.2. Вход в атмосферу космических летательных аппаратов, обладающих подъемной силой

Траекторное движение. КА, обладающие подъемной силой, могут быть условно подразделены на аппараты с малым, умеренным и большим гиперзвуковым аэродинамическим качеством $K = c_{ya}/c_{xa}$.

К первому классу (при $K = 0,2 \dots 0,4$) можно отнести аппараты преимущественно капсального типа, представляющие собой затупленные тела вращения, у которых подъемная сила создается смещением ЦМ с оси симметрии. При смещении ЦМ вверх сила лобового сопротивления создает пикирующий момент, в результате чего КА балансируется на отрицательном угле атаки и возникает положительная подъемная сила. При малых значениях K максимальная перегрузка, достигаемая на траекториях спуска с низкой орбиты, очень заметно уменьшается по сравнению со случаем баллистического спуска, особенно при малых углах входа в атмосферу (для Земли — до $2 \dots 3$), а случае входа в атмосферу Земли со второй космической скоростью можно добиться достаточно большой ширины коридора входа в атмосферу. Большой радиус затупления носо-

вой части КА способствует уменьшению конвективного теплового потока, поступающего к поверхности КА. Располагаемая боковая дальность этих КА при спуске с орбиты мала и не превышает $100 \dots 200$ км, поэтому район посадки (на парашюте), в случае экстренной необходимости спуска приходится варьировать в зависимости от долготы восходящего узла в земной системе координат.

КА второго класса с умеренным аэродинамическим качеством ($K = 0,5 \dots 0,8$) имеют компоновку типа несущего корпуса. К ним относятся КА, создаваемые в настоящее время в России и за рубежом. Подъемная сила таких аппаратов может регулироваться отклонением аэродинамических органов управления (например, разрезного кормового щитка). Проблема ограничения максимальной перегрузки при спуске КА с орбиты здесь не является актуальной. В отличие от КА капсального типа, положительная подъемная сила достигается при положительных углах атаки. КА этого класса имеют хорошо обтекаемую форму, что требует проектирования носовой части с небольшими радиусами затупления. Поэтому задача об ограничении конвективных тепловых потоков, поступающих к поверхности КА, становится более актуальной. Удельный тепловой поток при наличии ламинарного пограничного слоя, который в большинстве случаев реализуется на носовой части КА, обусловлен работой силы трения в единицу времени $c_f \rho V^3$, пропорциональной коэффициенту сопротивления трения c_f . Этот коэффициент пропорционален $1/\sqrt{Re}$, где $Re = \rho V r_n / \mu$ — число Рейнольдса; r_n — радиус затупления носовой части; μ — коэффициент вязкости для условий течения за скачком уплотнения, пропорциональный $T_0^{3/4}$,

T_0 — температура торможения за скачком, пропорциональная при больших числах Маха квадрату скорости V^2 . В итоге формула для конвективного теплового потока приобретает вид

$$q_k \approx c_k \sqrt{\frac{\rho}{r_k}} \left(\frac{V}{V_{cir}} \right)^{3,25}, \quad (4.4.70)$$

где $c_k = 28\,000$ ккал/(м²·с); r_k — радиус кривизны носовой части КА в критической точке, м; ρ — плотность атмосферы, кг/м³; $V_{cir} = 7910$ м/с — круговая скорость.

Величина q_k достигает максимума при скорости, составляющей 0,8...0,9 от скорости входа в атмосферу, и во многом определяется коэффициентом подъемной силы, который возрастает с ростом угла атаки. Поэтому для облегчения теплового режима на начальном участке спуска рекомендуется совершать полет на большом угле атаки, несмотря на то, что максимум аэродинамического качества достигается на меньших углах атаки. После прохождения зоны максимального нагревания угол атаки можно уменьшить для увеличения располагаемой боковой дальности. В конце траектории КА завершает спуск посадкой на парашюте (иногда сопровождаемой работой двигателей мягкой посадки).

В диапазоне значений $K = 0,5...0,8$ боковая дальность при надлежащей программе изменения угла крена составляет $\pi^2 K^2 / 48$ в угловых геоцентрических единицах. В то же время, потребная боковая угловая дальность h определяется формулой

$$\sin h = \sin \varphi \cos i - \cos \Delta \lambda \cos \varphi \sin i, \quad (4.4.71)$$

где φ — широта заданной точки посадки (точки раскрытия парашюта); i — наклонение орбиты; $\Delta \lambda$ — разность долготы точки посадки и долготы, соответствующей достижению максимальной широты следа орбиты.

КА третьего класса ($K > 1$), как правило, имеют крыло, что обеспечивает достаточно большую угловую дальность (при $K = 3,5$ угловая дальность достигает 90°, что позволяет с любого витка достигнуть любой точки земной поверхности).

В табл. 4.4.1 представлены параметры субоптимальных законов изменения скоростного угла крена, заданных в виде квадратичных зависимостей от безразмерной скорости $\gamma(\bar{V}) = \gamma(V/V_{cir})$, отнесенной к средней круговой скорости в диапазоне высот 50...80 км

($V_{cir} = 7850$ м/с), при различных значениях K . Эти зависимости однозначно характеризуются значениями $\gamma(1)$, $\gamma(0,5)$, $\gamma(0)$, выраженными в градусах.

4.4.1. Параметры субоптимальных законов изменения скоростного угла крена

K	$\gamma(1)$	$\gamma(0,5)$	$\gamma(0)$	h_d	n_{max}
0,3	69	41,5	54,5	1,28	2,91
0,5	67	37,5	33,5	3,11	2,10
0,7	67,5	35,5	23	5,73	1,65
1,0	68,5	34	11	10,99	1,35
1,2	68,5	33	5	15,23	1,24
1,5	71	32	0	22,48	1,15

Максимальная перегрузка в данном случае не является критическим параметром, но максимальный тепловой поток может возрасти, в соответствии с формулой (4.4.70), ввиду необходимости иметь КА хорошо обтекаемой формы с малым затуплением носовой части и передних кромок крыла. Здесь возникает проблема выбора компромиссной программы изменения угла крена с тем, чтобы добиться максимума боковой дальности при заданном ограничении на максимальную равновесную температуру T_w , которая приблизительно определяется из условия

$$q_{k\,max} = \varepsilon \sigma T_w^4, \quad (4.4.72)$$

где ε — коэффициент черноты; σ — постоянная Стефана—Больцмана. Тогда, как правило, траектория содержит изотемпературный участок — полет вдоль ограничения (4.4.72).

Если аэродинамическое качество достаточно велико при малых скоростях и, соответственно, при малых углах атаки $K_{max} > 4...5$, то возникает возможность совершить бездвигательную посадку КА на полосу с использованием шасси при расчетных ветровых возмущениях.

Вход в атмосферу со скоростью, превышающей первую космическую. В этом случае принято определять начальные условия при входе в атмосферу значениями скорости входа V_0 и высоты условного перигея H_p (перигентра — если рассматривается другая планета), определяемой минимальной высотой над по-

верхностью Земли, которой достиг бы КА при отсутствии атмосферы. Существует понятие о так называемом коридоре входа в атмосферу, который определяется разностью высот условного перигея (перицентра). Максимально допустимое значение $H_{p \max}$ соответствует предельной траектории, на которой реализуется захват атмосферой КА при силовом угле крена, равном 180° (КА стремится «защепиться» за атмосферу с тем, чтобы погасить скорость). Минимально допустимое значение $H_{p \min}$ соответствует условию достижения предельно допустимой суммарной перегрузки. Разность $\Delta H_p = H_{p \max} - H_{p \min}$, называемая коридором входа в атмосферу, характеризует требования к точности приведения КА к границе атмосферы. Ширина коридора входа в атмосферу определяется приближенной формулой

$$\Delta H_p \approx \frac{1}{\lambda} [\mu + \ln \mu + 1 + \sqrt{1 + \mu}] \sqrt{2\pi / (1 + \pi\mu/4)}; \quad (4.4.73)$$

$$\mu = \frac{Kn_{\max}}{(\bar{V}_0 - 1)\sqrt{1 + K^2}};$$

$$v = \frac{n_{\max}}{\bar{V}_0 \sqrt{(\bar{V}_0^2 - 1)R\lambda(1 + K^2)}};$$

$$\bar{V}_0 = \frac{V_0}{\sqrt{Rg}},$$

где \bar{V}_0 — отношение скорости входа в атмосферу к первой космической скорости вблизи поверхности планеты. По мере уменьшения μ до значений, близких к 1, ширина коридора входа быстро убывает. С ростом значений аэродинамического качества K ширина коридора возрастает, но остается ограниченной. Ее можно увеличить, если в процессе полета можно регулировать не только угол крена, но и угол атаки.

Существует также возможность выведения КА на околопланетную орбиту после торможения в атмосфере от скорости входа до скорости, близкой к первой космической, вылета из атмосферы по траектории, имеющей заданную высоту апоцентра, и выполнения малого разгонного импульса в апоцентре. В этом варианте нижняя граница коридора входа может определяться не условием достижения максимально допустимой перегрузки, а условием возможности вылета КА из атмосферы со скоростью, близкой к первой космической. В результате, ширина коридора входа в атмосферу при малых скоростях входа существенно уменьшается.

4.4.4.3. Системы управления космическим аппаратом

Управление траекторным движением КА.

Метод управления траекторией с помощью регулирования только угла скоростного крена (угла поворота КА относительно вектора скорости) удобен тем, что он не требует нарушения условий балансировки по углу атаки КА, определяемых с учетом располагаемой характеристики продольного момента $m_x(\alpha, M)$ и ее изменения в зависимости от числа Маха и с учетом располагаемых приращений момента при отклонениях аэродинамических органов управления.

Для управления КА с малым аэродинамическим качеством в случае спуска с орбиты при невысоких требованиях к точности управления (посадка в заданный район, допустимые погрешности — десятки километров) можно путем регулирования угла крена отслеживать программу изменения перегрузок, измеряемых в связанных с КА осях или в направлениях, сохраняющих ориентацию в инерциальном пространстве, в зависимости от времени или от «кажущейся скорости», определяемой интегралом от соответствующей перегрузки, умноженным на ускорение силы тяжести.

Для управления КА с умеренным и большим аэродинамическим качеством должны быть использованы более сложные алгоритмы управления траекторным движением, предусматривающие прогнозирование траектории на оставшемся этапе полета. Такое прогнозирование позволяет оценить возможности достижения КА требуемого района посадки при соблюдении ограничений, наложенных на перегрузочный и тепловой режимы.

Решение обратной задачи механики полета позволяет найти закон изменения управляющего параметра (угла крена) по заданному профилю в плоскости скорость — продольная перегрузка. При этом для решения задачи могут быть использованы уравнения движения, которые для продольного профиля траектории в случае сферической невращающейся Земли можно записать в следующем виде:

$$\begin{aligned} \dot{V} &= \frac{c_{xa} S \rho V^2}{2m} - g \sin \theta; \\ \dot{\theta} &= \frac{c_{ya} S \rho V^2 \cos \gamma}{2mV} - \frac{\cos \theta}{V} \left(g - \frac{V^2}{R + H} \right); \\ \dot{H} &= V \sin \theta, \end{aligned} \quad (4.4.74)$$

где V — скорость КА; θ — угол наклона траектории; R — расстояние до центра Земли; g — ускорение свободного падения; ρ — плотность атмосферы; m — масса КА; S — характерная площадь; γ — скоростной угол крена; c_{xa} — коэффициент сопротивления; c_{ya} — коэффициент подъемной силы.

В качестве допущений обычно принимается экспоненциальная модель плотности атмосферы $\rho = \rho_0 e^{-\lambda H}$ и упрощение $g \approx \text{const}$, $R + H \approx R$ поскольку основное торможение КА происходит в небольшом диапазоне изменения высоты.

В процессе полета необходимо обеспечить выполнение требований по ограничению конвективного теплового потока, перегрузки и скоростного напора. Эти требования могут нарушаться в случае полета по крутой траектории, соответствующей движению с наименьшим эффективным аэродинамическим качеством $K \cos \gamma$. Поэтому рассмотрим структуру траектории, соответствующей прохождению КА вдоль ограничений.

На самом верхнем участке траектории существенным является ограничение на конвективный тепловой поток и равновесную температуру в критической точке для ламинарного пограничного слоя, значения которых можно оценить по приближенным формулам (4.4.70), (4.4.72).

Семейство траекторий КА ограничено предельной изотемпературной кривой, при движении вдоль которой должны выполняться соотношения

$$\rho V^{6.5} = c_1; \quad n_{xa} = \frac{c_{xa} \rho S V^2}{2mg} = \frac{c_{xa} S c_1}{2mg V^{4.5}}. \quad (4.4.75)$$

В процессе движения вдоль этой траектории с уменьшением скорости полета происходит рост продольной перегрузки. При приближении к предельно допустимому значению перегрузки n_x^* следует ввести короткий участок перехода изотемпературной кривой на режим выдерживания заданного значения продольной перегрузки:

$$n_{xa} = n_x^* = \text{const}. \quad (4.4.76)$$

На этом участке траектории скорость КА уменьшается от гиперзвуковой до сверхзвуковой.

В процессе полета, как правило, происходит изменение конфигурации КА, при этом с уменьшением числа M коэффициент сопротивления уменьшается, поскольку для повы-

шения маневренных возможностей КА целесообразен переход на меньшие значения угла атаки (большие значения аэродинамического качества). Тогда в процессе стабилизации n_x^* происходит увеличение скоростного напора. Поэтому при приближении к предельно допустимому значению скоростного напора q^* следует ввести короткий участок перехода на режим стабилизации скоростного напора и далее выдерживать постоянное значение $q^* = \frac{1}{2} \rho V^2$. Тогда продольная перегрузка изменится пропорционально $c_{xa}(V)$:

$$n_{xa} = \frac{c_{xa}(V) q^* S}{mg}. \quad (4.4.77)$$

Полученные формулы позволяют сформировать для траектории спуска с минимальной дальностью полета огибающую трех зависимостей номинальной продольной перегрузки $n_{x\text{rmax}}(V)$ от скорости, учитывающих ограничения на конвективный тепловой поток, продольную перегрузку и скоростной напор.

Другой предельной номинальной программе $n_{x\text{rmin}}(V)$ соответствует траектория квазистационарного планирования КА с максимальным эффективным аэродинамическим качеством ($\gamma_c = 0$). Учитывая, что круговая скорость $V_{\text{cir}} = \sqrt{(R+H)g(H)} = 7850$ м/с мало изменяется в диапазоне высот от 20 до 90 км, можно в качестве двух предельных номинальных программ изменения продольной перегрузки использовать зависимости $n_{x1}(\bar{V})$ и $n_{x2}(\bar{V})$, где $\bar{V} = V/7850$.

В итоге можно сформировать однопараметрическое семейство номинальных программ, например, задать его в виде

$$n_{xr}(\bar{V}) = n_{x1}(\bar{V})(1-k) + n_{x2}(\bar{V})k, \quad (4.4.78)$$

где k ($0 < k < 1$) — параметр интерполяции.

Соответствующие зависимости угла наклона траектории и эффективного аэродинамического качества от скорости определяются на основе решения обратной задачи динамики полета. Так, зависимость угла наклона траектории от скорости определяется формулой:

$$\sin \theta(\bar{V}) = \frac{n_{xa}(\bar{V}) f'(\bar{V})}{R \lambda \bar{V} f(\bar{V}) - f'(\bar{V})}, \quad (4.4.79)$$

где через $f(\bar{V}) = n_{xa}(\bar{V}) / (\bar{V}^2 c_{xa}(\bar{V}))$ обозначена функция от скорости, пропорциональная плотности атмосферы.

Зависимость эффективного аэродинамического качества от скорости:

$$K \cos \gamma(\bar{V}) = \frac{(1 - \bar{V}^2) \cos \theta(\bar{V})}{n_{xa}(\bar{V})} - \frac{(n_{xa}(\bar{V}) + \sin \theta(\bar{V})) \bar{V}}{n_{xa}(\bar{V}) \cos \theta(\bar{V})} \frac{d \sin \theta(\bar{V})}{d \bar{V}}. \quad (4.4.80)$$

Номинальные траектории можно задать в форме (4.4.78) с постоянным значением параметра интерполяции, который подбирается таким образом, чтобы угловая дальность на оставшемся участке гиперзвукового полета ($V > V_f$), описываемая формулой

$$S = \int_{\bar{V}_f}^{\bar{V}} \frac{\cos \theta(\bar{V}) \bar{V} d \bar{V}}{n_{xa}(\bar{V}) + \sin \theta(\bar{V})}, \quad (4.4.81)$$

совпадала с требуемой угловой дальностью от текущей точки до заданной конечной точки. В процессе полета через небольшие промежутки времени (две секунды) на основе сравнения требуемой и прогнозируемой дальности параметр интерполяции скачкообразно изменяется. При этом изменяются рассогласования текущих и программных значений n_{xa} и $\frac{dn_{xa}}{d\bar{V}}$ (или θ). Для их устранения командный угол крена изменяется по следующему закону:

$$K \cos \gamma_c = K_r(\bar{V}) + c_n [n_{xa} - n_{xr}(\bar{V})] - c_\theta [\sin \theta - \sin \theta_r(\bar{V})]. \quad (4.4.82)$$

Номинальные программы $K_r(\bar{V})$ и $\theta_r(\bar{V})$ вычисляются по формулам (4.4.79) и (4.4.80). Далее система управления угловым движением отслеживает изменение командного угла крена. Подобный закон использовался с некоторыми упрощениями при управлении КА «Space Shuttle» и «Буран».

Управление угловым движением КА.

Управление траекторным движением КА целесообразно выполнять путем поворотов КА относительно вектора скорости полета. В рамках этой концепции система управления угловым движением КА должна обеспечивать необходимое программное изменение угла атаки и отслеживание команды по изменению скоростного угла крена, диктуемой системой траекторного управления. При этом можно рассматривать продольное и боковое угловое движение КА по отдельности, с соответствующим выделением каналов продольного и бокового

управления. Управляющие моменты создаются с помощью системы газодинамического управления (ГДУ) и набора отклоняемых аэродинамических поверхностей, состоящего, например, из элевонов (или секций разрезного балансировочного щитка) и воздушного тормоза (ВТ).

ГДУ обеспечивается газоструйными двигателями малой тяги, установленными и ориентированными таким образом, чтобы можно было создавать управляющие моменты изолированно по тангажу, крену и рысканию. На гиперзвуковом участке полета аэродинамическое управление существенно эффективнее, чем ГДУ. Поэтому, использование ГДУ носит вспомогательный характер. Исключение составляет начальный участок спуска, когда скоростные напоры малы, а также участки, где может происходить потеря управляемости аэродинамическими органами.

Из располагаемых средств аэродинамического управления ВТ менее эффективен, чем элевоны. Раскрытие створок ВТ является вспомогательным средством для коррекции характеристик устойчивости и управляемости, необходимость в которой может возникать, главным образом, на заключительных этапах спуска. На гиперзвуковых режимах полета ВТ находится в нераскрытом положении. Таким образом, основным аэродинамическим органом управления оказываются элевоны, которые можно отклонять синхронно для создания продольных, и дифференциально для создания боковых управляющих моментов. Обозначим через φ_r , φ_l отклонения правого и левого элевона. В дальнейшем удобно рассматривать виртуальные управляющие параметры — отклонения руля высоты δ_e и элеронов δ_a :

$$\delta_e = \frac{\varphi_r + \varphi_l}{2}; \quad \delta_a = \frac{\varphi_r - \varphi_l}{2}. \quad (4.4.83)$$

Управление продольным угловым движением КА на гиперзвуковом участке полета больших затруднений не вызывает, если обеспечивается условие статической устойчивости $dm_\zeta(\alpha)/d\alpha < 0$.

Задача управления продольным движением заключается в основном в обеспечении устойчивости и адекватного демпфирования возможных колебаний по углу атаки, что относительно несложно выполнить с помощью элевонов (или синхронного отклонения секций балансировочного щитка) и двигателей ГДУ продольного канала. Для формирования

команды δ_e на синхронное отклонение элевон можно использовать алгоритм с обратной связью непосредственно по углу атаки, который в упрощенном виде описывается формулой

$$\delta_e = \delta_{er} + k_\alpha(\alpha - \alpha_r) + k_{\omega_z}\omega_z. \quad (4.4.84)$$

Здесь k_α , k_{ω_z} — коэффициенты обратных связей по позиционной и скоростной ошибке слежения; r («tefegece») — символ номинального значения.

В качестве значений δ_{er} и α_r используются расчетные балансировочные программы в зависимости от числа Маха.

Алгоритм работы ГДУ (активен при $q < q_{\min}$) формируется в виде релейной функции с зоной нечувствительности σ_{z0} по сигналу $\sigma_z = -k_\alpha(\alpha - \alpha_r) - \omega_z$.

Параметры k_α , σ_{z0} выбираются на компромиссной основе исходя из требований точности и экономичности обработки команды по углу атаки.

Задачей управления боковым движением является отслеживание командного угла скоростного угла крена $\gamma_{a\text{ com}}$, формируемого контуром траекторного управления, и стабилизация угла скольжения β относительно нулевого значения. Для управления движением используются элевоны, отклоняемые дифференциально (δ_a — управляющий параметр), и двигатели ГДУ бокового канала ($\eta = 0, \pm 1$ — параметр включения двигателей).

Вместо угловых скоростей ω_x , ω_y в проекциях на связанные оси координат Ox , Oy удобно рассматривать угловые скорости в проекциях на оси полусвязанной системы координат Ox_a , Oy_a :

$$\begin{aligned} \omega_\psi &= \omega_y \cos\alpha + \omega_x \sin\alpha; \\ \omega_\gamma &= \omega_x \cos\alpha - \omega_y \sin\alpha. \end{aligned} \quad (4.4.85)$$

При анализе бокового движения наиболее существенными являются параметры σ_β и σ_γ :

$$\begin{aligned} \sigma_\beta &= m_y^\beta \cos\alpha + \frac{J_y}{J_x} m_x^\beta \sin\alpha; \\ \sigma_\gamma &= m_x^\beta \cos\alpha - \frac{J_x}{J_y} m_y^\beta \sin\alpha. \end{aligned} \quad (4.4.86)$$

Для обеспечения статической устойчивости бокового движения КА по углу скольжения необходимо соблюдение условия $\sigma_\beta < 0$, которое следует учитывать при выбранной балансировочной программе $\alpha_{\text{rim}}(M)$. Аналогами коэффициентов эффективности аэродинами-

ческих органов управления, $m_x^{\delta\alpha}$ и $m_y^{\delta\alpha}$ являются параметры

$$\begin{aligned} m_\psi^{\delta\alpha} &= m_y^{\delta\alpha} \cos\alpha + \frac{J_y}{J_x} m_x^{\delta\alpha} \sin\alpha; \\ m_\gamma^{\delta\alpha} &= m_x^{\delta\alpha} \cos\alpha - \frac{J_x}{J_y} m_y^{\delta\alpha} \sin\alpha. \end{aligned} \quad (4.4.87)$$

О возможности управления боковым движением КА с использованием элевонов можно судить по величине критерия управляемости самолета по крену:

$$c_\gamma = 1 - \frac{m_\psi^{\delta\gamma}}{m_\gamma^{\delta\epsilon}} \frac{\sigma_\gamma}{\sigma_\beta}. \quad (4.4.88)$$

При ручном пилотировании значения параметра положительны и близки к единице. Для автоматического управления данное требование не является существенным, и значения параметра c_γ могут быть, в принципе, любыми, за исключением нулевых, так как в этом случае происходит потеря управляемости по крену. В случае $c_\gamma > 0$ реализуется прямое («самолетное») управление, при котором крен развивается в том же направлении, что и создаваемый элеронами управляющий момент крена. Случай $c_\gamma < 0$ соответствует обращенному управлению, при котором направление поворота по крену противоположно моменту крена от элеронов. В отличие от первого случая, здесь преобладает вращающий момент, который создается корпусом КА из-за развития угла скольжения. Отклонения элеронов приводят к появлению угла скольжения β , а возникающий момент крена, пропорциональный $\sigma_\gamma\beta$, обеспечивает необходимое вращение КА относительно вектора скорости.

В некоторых случаях (КА «Буран») на больших гиперзвуковых скоростях выполняется условие $c_\gamma < 0$, а значит, реализуется обращенное управление. На меньших числах M реализуется прямое управление, поскольку $c_\gamma > 0$. В окрестности $c_\gamma = 0$ происходит потеря аэродинамической управляемости по крену, и здесь участие ГДУ в управлении боковым движением обязательно, с учетом возможного разброса в определении аэродинамических характеристик КА.

В упрощенном виде формирование команд δ_a описывается законом

$$\delta_a = k_\delta^\beta \beta + k_\delta^\gamma \Delta\gamma_a + k_\delta^{\omega_\psi} \omega_\psi + k_\delta^{\omega_\gamma} \omega_\gamma, \quad (4.4.89)$$

где k_δ^β , k_δ^γ , $k_\delta^{\omega_\psi}$, $k_\delta^{\omega_\gamma}$ — коэффициенты обратных связей (настраиваемые параметры). Вели-

чина $\Delta\gamma_a$ представляет собой отклонение текущего угла крена γ_a относительно командного значения $\gamma_{a\text{ком}}$, поступающего из контура траекторного управления,

На атмосферном участке спуска для формирования команды управления двигателями ГДУ бокового канала используется релейная функция с зоной нечувствительности γ_{a0} по сигналу $\Delta\gamma_a + T_{\omega_y} \omega_y$.

4.4.5. СТРУКТУРЫ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ

4.4.5.1. Система управления движением пилотируемых транспортных кораблей «Союз ТМА»

СУД «Союз ТМА» обеспечивает с использованием двигательной установки корабля выполнение маневрирующих импульсов по подъему орбиты корабля и ее фазирования с орбитой МКС, закрутку корабля на пассивных участках его полета с направлением солнечных батарей на Солнце, автономное сближение (с начальной дальности от МКС около 600...800 км), облет и причаливание к заданному узлу МКС, по завершению полета отстыковку и отвод от МКС, последующий тормозной импульс и затем управление спускаемым аппаратом на атмосферном участке с посадкой на заданном полигоне.

В отличие от СУД «Союз ТМ», разработанной для совместной работы со станцией «Мир», СУД «Союз ТМА» обеспечивает новые качества, предъявляемые к совместной работе с МКС и использованием корабля в качестве спасателя: сближение должно выполняться с обеспечением безопасности при двух отказах (для этой цели программы управления автономным сближением БЦВК «Аргон-16» нацеливают корабль в «вынесенные» относительно реального нахождения МКС точки, что обеспечивает безопасный пролет мимо станции в случае отключения СУД от управления), должен обеспечиваться безопасный отвод после отстыковки корабля как от «кормового» так и «надирных» портов МКС, направленных в сторону Земли (это реализовано в программном обеспечении БЦВК «Аргон-16»), а также обеспечение спуска на заданный полигон при увеличении допуска на разброс положения ЦМ СА (это обеспечивается в программном обеспечении нового цифрового прибора управления спуском КС020-М).

Структурная схема СУД «Союз ТМА» приведена на рис. 4.4.20.

Аппаратура СУД рассредоточена по трем отсекам: ПАО (приборно-агрегатный отсек), СА (спускаемый аппарат), БО (бытовой отсек).

В ПАО содержится: бортовой цифровой вычислительный комплекс (БЦВК) «Аргон-16», блоки датчиков угловой скорости вращения корабля ИУС, датчики инфракрасной вертикали Земли ИКВ, блок автоматики включения двигателей перемещения и ориентации БАДПО, аналоговый блок ручного и резервного автоматического управления перемещением и ориентацией корабля БУПО-1, блок ручного ввода цифровой информации в бортовой вычислитель БРВИ, блок согласующих устройств БСУ-7.

В БО помещены: радиолокатор «Курс», обеспечивающий при автономном сближении поступающие в бортовой компьютер измерения параметров относительного движения корабля, блок формирования от «Аргон-16» дисплейной информации для космонавтов БФИ-Р и фара СМИ-4, освещающая при стыковке в тени МКС.

В СА размещены: шестиосный акселерометр БИЛУ (оси направлены по гексаде), пульт космонавтов «Нептун-МЭ», оптический визир космонавтов ВКС-4, ручка управления космонавтами ориентацией (РУО), ручка управления космонавтами перемещением (РУД) и аппаратура системы управления спуском (СУС) СА в атмосфере: компьютер КС020-М, блок управления спуском (БУПС-М), блок автоматики спуска (БАСП-М), блок автоматики двигателей (БАСИО-С), блоки датчиков угловых скоростей (БДУС-II), свободный гироскоп (СГ), измеряющий углы разворотов СА, блок датчиков угловых скоростей резервного баллистического спуска (БДУС-III), ручка ручного управления спуском (РУС), блок резервного спуска (БСУ-Р), запитывающий аппаратуру спуска прибор ПТС-250РН.

Наличие БЦВК в СУД позволяет реализовать БИНС (бескарданную инерциально-навигационную систему) и на ее основе — оптимальное управление ориентацией корабля.

Построение СУД обеспечивает принципы надежности и безопасности, предъявляемые к пилотируемым космическим кораблям: при одном отказе обеспечивается выполнение программы полета, при двух отказах обеспечивается безопасность космонавтов, прежде всего, гарантируется безопасное возвращение экипажа на Землю.

Указанные качества достигаются троированием и дублированием аппаратуры, наличи-

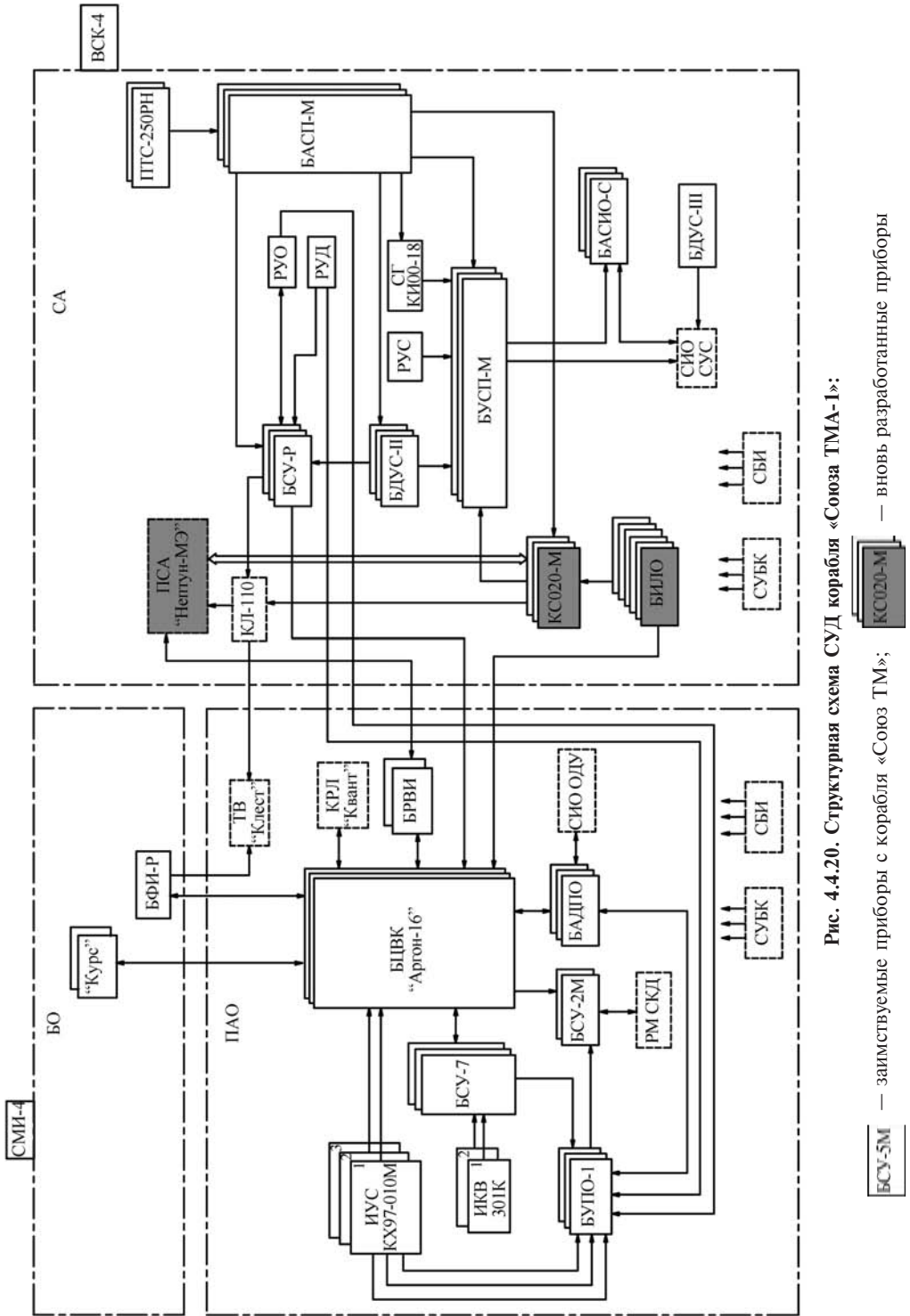


Рис. 4.4.20. Структурная схема СУД корабля «Союза ТМА-1»:

БСУ-3М — заимствуемые приборы с корабля «Союз ТМ»;

КС020-М — вновь разработанные приборы

ем нескольких контуров управления (основной—автоматический, с использованием БЦВК, резервный — ручной контур управления. Тормозной импульс при выполнении спуска может выполняться автоматическим аналоговым контуром управления, без использования БЦВК), функциональным резервированием (при невозможности автоматического построения ориентации при отказе обоих ИКВ ориентация на Землю выполняется вручную, с последующим возвратом на автоматическое управление), наличием автоматической диагностики и средств ручного контроля автоматических режимов управления.

Автоматическая диагностика и автоматический выход из нештатных ситуаций реализуется программами БЦВК.

Режим сближения с МКС также выполняется с использованием БЦВК, алгоритмы которого автоматически реализуют близкие к оптимальным по расходу топлива законы управления. Средства ручного управления позволяют при необходимости выполнить с дальности меньшей 200 м причаливание корабля вручную.

Режимы спуска на Землю предусматривают следующий приоритет режимов управления

на атмосферном участке: управляемый автоматический спуск на основной полигон (максимальная перегрузка при номинальном управляемом спуске не превышает $4g$), баллистический спуск, резервный баллистический спуск. Баллистические спуски выполняются на резервные полигоны с большей перегрузкой (до $8,5g$) и с большими разбросами точки посадки.

Дальнейшим развитием СУД корабля «Союз ТМА» является СУД грузовых кораблей «Прогресс М» серии 401. Главным отличием этих кораблей является замена БЦВК «Аргон-16» на современный БЦВК ЦВМ-101 с модернизированным программным обеспечением.

На рис. 4.4.21 приведена структурная схема СУД корабля «Прогресс М» серии 401. Окрашены приборы, которые заменили приборы СУД «Прогресс М» предыдущей серии: БУС101-1 и БУС101-2 — устройства сопряжения БЦВК ЦВМ101 с бортовой аппаратурой; БИПС-М — пятиосный акселерометр; МБИТС — цифровая телеметрическая система.

После стыковки к МКС ЦВМ-101 корабля объединяется с бортовой вычислительной системой МКС, которая может через ЦВМ-101 осуществлять включение двигателей «Прогресса М» с целью ориентации МКС.

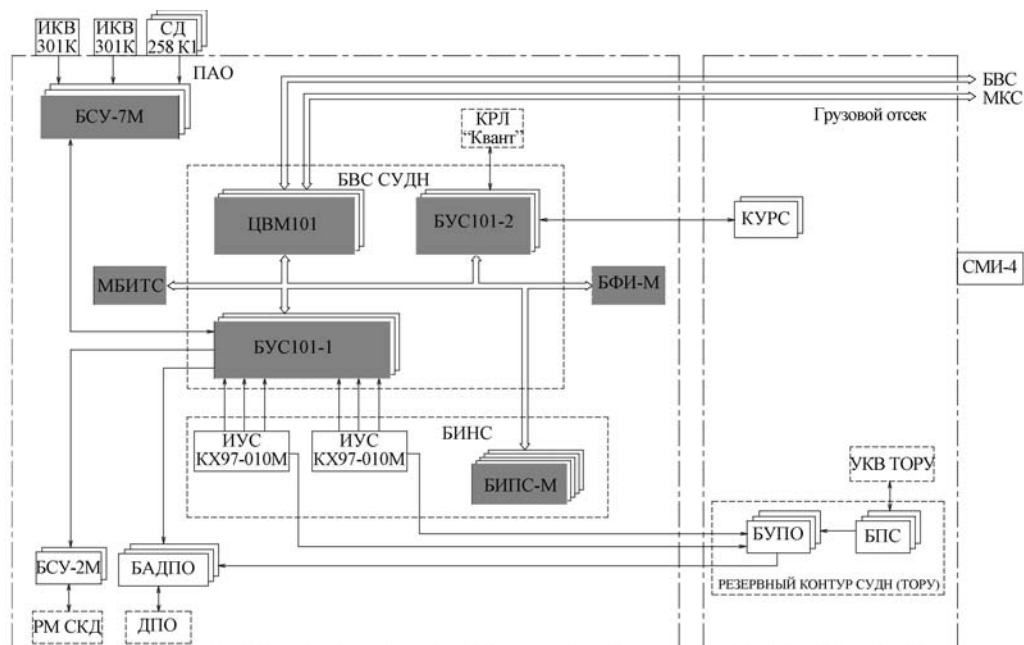


Рис. 4.4.21. Структурная схема модернизированной СУД корабля «Прогресс М» серии 401

В отличие от БЦВК «Аргон-16», ЦВМ-101 непрерывно работает со старта до спуска кораблей «Прогресс М» и «Союз ТМА» в атмосферу Земли.

4.4.5.2. Структура системы управления движением и навигации станции «Мир»

СУДН станции «Мир» в своих технических решениях опиралась на опыт разработки и эксплуатации СУДН транспортных кораблей «Союз ТМ» — «Прогресс М». Тем не менее, модульная структура станции, наращиваемой в ходе полета, требование длительного ресурса эксплуатации, требование постоянной ориентации станции при малых расходах рабочего тела привели практически к новой структуре СУДН станции «Мир» (рис. 4.4.22).

Приборный состав СУДН станции «Мир»:

ЦВУС-5А — центральное вычислительное устройство;

ЦМО — центральный модуль обмена;

ЦВМ-2 — БЦВК «Аргон-16Б», реализующий 2-й и 3-й контуры управления;

МПК — модуль параллельных кодов (сопряжение ЦВМ-2 «Аргон-16Б» с магистралью С-5Б);

ПМО — программируемый модуль обмена;

МБП — модуль буферной памяти;

ВМ — вычислительный модуль;

К — программируемые контроллеры;

СУДН — система управления движением и навигации;

ОДУ — объединенная двигательная установка;

ВНОК — прибор ночного видения;

ВШТВ — широкоугольный визир пилота;

ВП — визир пилота узкоугольный;

БООК-М — огни причальные;

КРЛ — командная радиолиния;

ОНА — остронаправленная антенна;

ПОС80РН — статические преобразования для гироскопов

КИ68-100 — трехосный струнный акселерометр.

В первую очередь это относится к вычислительному комплексу БЦВК, разработанному по схеме сетевой радиальной структуры. СУДН была реализована только в цифровом виде, при этом БЦВК содержал три контура управления. Минимальный третий (резервный) контур базировался на тех же технических решениях, что и СУДН ТК: та же управляющая ЦВМ («Ар-

гон-16Б»), практически те же датчики БИНС, оптические датчики; управление выполнялось только на ДО; этот контур был целиком сосредоточен в базовом блоке станции.

Второй контур управления использовал ту же управляющую ЦВМ, что и третий контур (ЦВМ «Аргон-16Б»), однако состав датчиковой аппаратуры и исполнительных органов был расширен за счет того, что в этом контуре ЦВМ взаимодействовала с цифровой магистралью и ее устройствами обмена.

Первый контур управления (основной) использовал ЦВМ (ЦВМ «Салют-5Б») существенно более высокой производительности, позволяющей обрабатывать полный объем информации, получаемой от всех магистралей БЦВК и от всей аппаратуры СУДН.

В качестве исполнительных органов СУДН на станции, помимо традиционных реактивных двигателей ориентации и маневрирования, были использованы двухстепенные силовые гироскопы — гиродины. Базовый блок станции имел два коллектора ДО (резервирование) и два КДУ в карданных подвесах. После стыковки к основному узлу модуля «Квант-1» КДУ более не использовались. Для маневра подъема орбиты использовались КДУ транспортных кораблей при различных комбинациях ДО; в процессе полета станции была реализована схема использования ДО транспортных кораблей и модулей, управляемых от основной СУДН базового блока. Для повышения эффективности управления по крену была создана выносная двигательная установка (ВДУ), доставленная на орбиту грузовым транспортным кораблем и установленная на выносной ферме.

Особое место в управлении ориентацией станции заняли гиродины, установленные на модулях «Квант-1» (6 ГД) и «Квант-2» (6 ГД). В разработке гиродинов был реализован ряд уникальных технических решений, к которым, в первую очередь, нужно отнести магнитный подвес ротора силового гироскопа.

Построение ориентации в СУДН станции было реализовано в виде нескольких режимов, резервирующих друг друга. В начале работы станции использовались режимы построения ОСК с помощью датчиков вертикали. Далее были разработаны и использовались в полете режимы построения ориентации:

с помощью солнечного (251 К) датчика и магнитометра (две модификации режима ориентации — автономный и через ЦУП по результатам ТМИ датчиков);

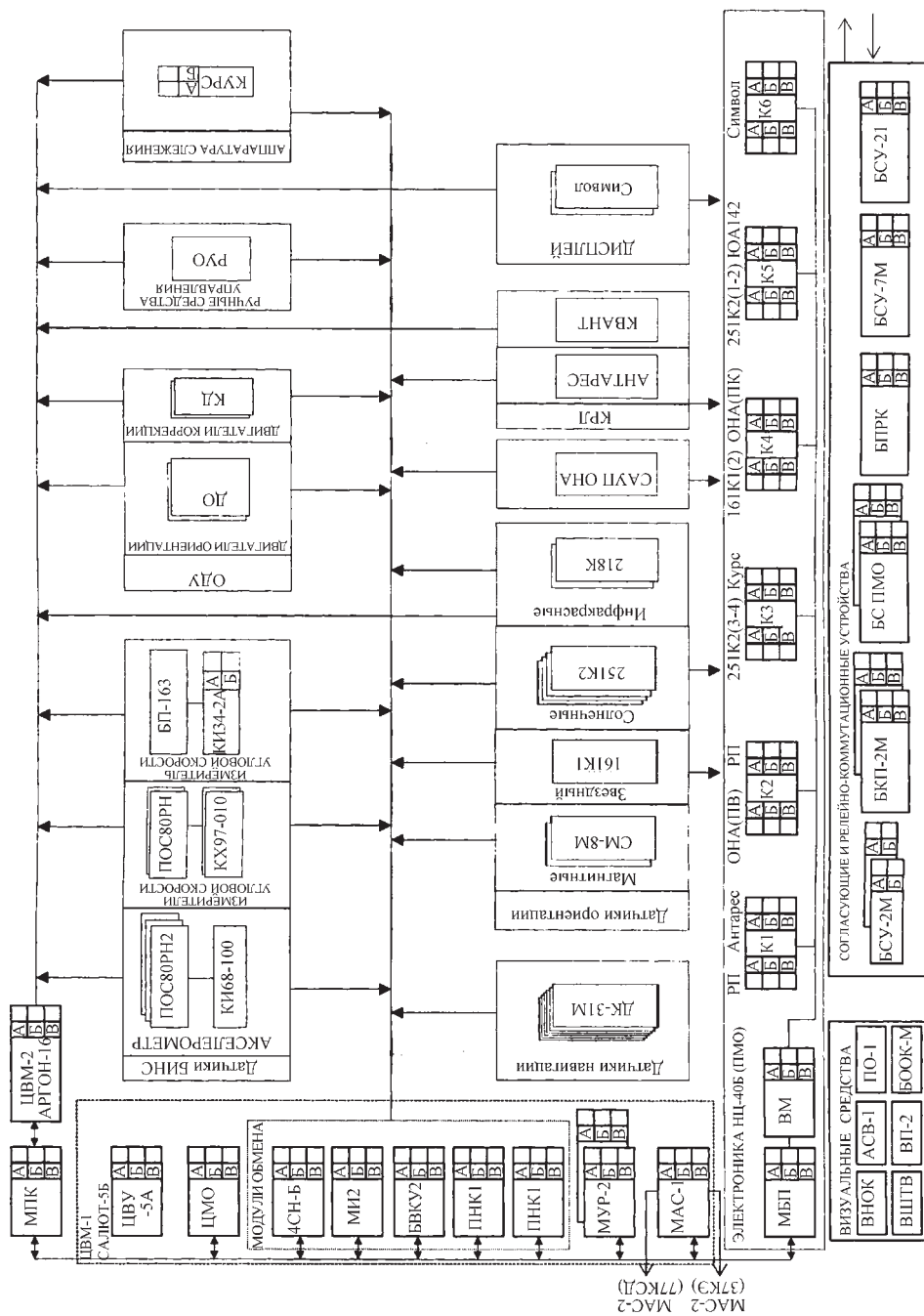


Рис. 4.4.22. Структурная схема СУД станции «Мир»:

а — базовый блок; б — модуль «Квант-1»; в — модуль «Квант-2»

(а)

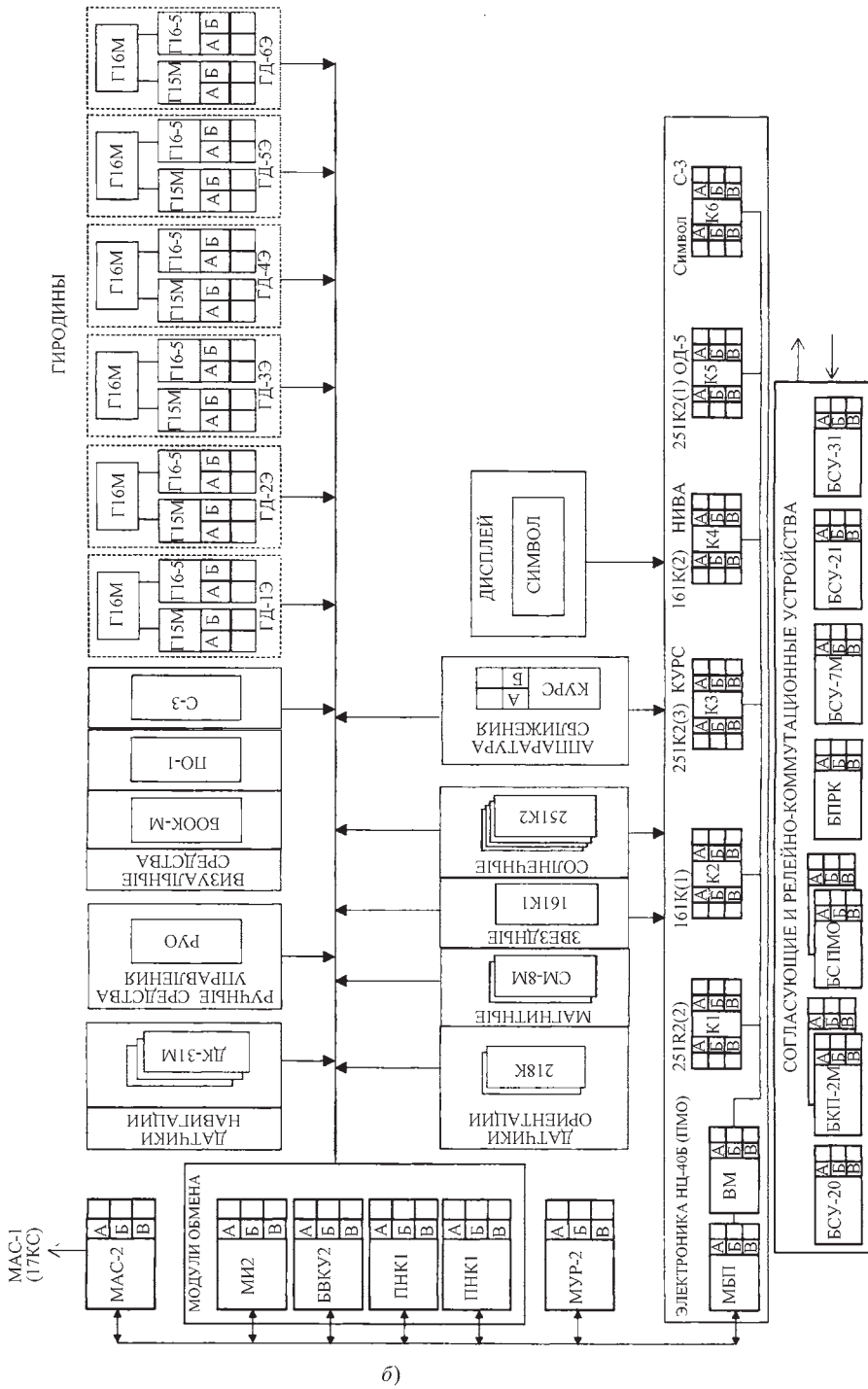


Рис. 4.4.22. Продолжение

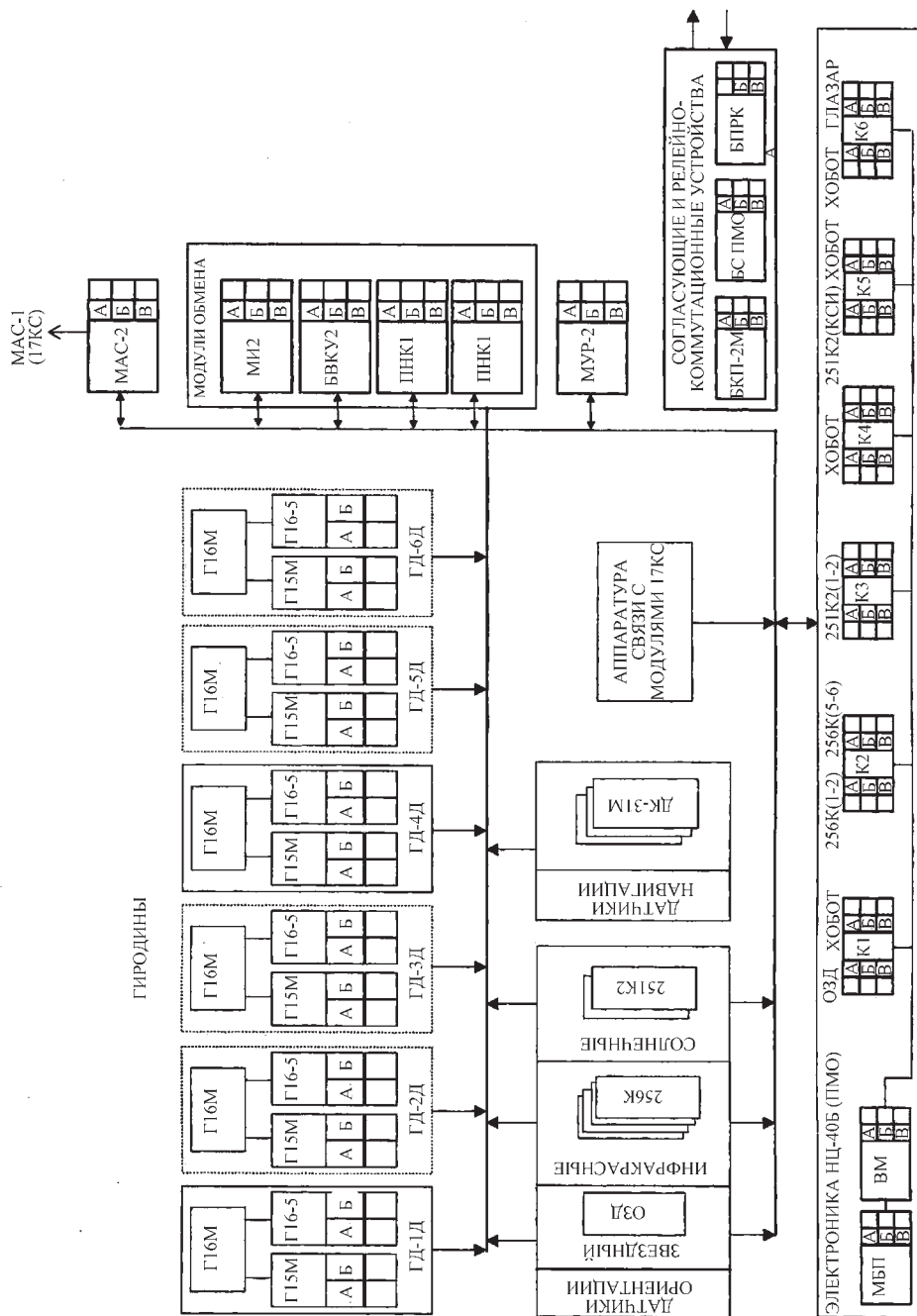


Рис. 4.4.22. Окончание

с помощью солнечного и звездного (161 К) датчиков (основной режим коррекции БИНС и наиболее точный режим ориентации);

с помощью широкоугольного звездного датчика ОЗД, установленного на модуле «Кристалл», также было две модификации режима (автономный и через ВЦ ЦУП по результатам обработки ТМИ датчика);

опорного ИСК с помощью визуального звездного прибора — секстанта.

В качестве инерциальных датчиков БИНС в СУДН были использованы два комплекта поплавковых измерителей угловой скорости ОРТ (КХ97-010), аналогичных применяемым на ТК (резервные комплекты), и вновь разработанный высокоточный прибор «Омега» (КИ34-2А) с газодинамическим подвесом ротора, что позволило обеспечить высокий ресурс работы прибора. В качестве измерителей угловых ускорений был разработан трехосный резервированный акселерометр.

После компенсации систематической составляющей уходв точность БИНС составляла около 10^{-3} °/ч.

СУДН помимо задач ориентации и стабилизации комплекса станции, маневров подъема орбиты выполняла также ряд следующих задач:

обеспечение транспортных операций по стыковке к станции «Мир» транспортных кораблей (управление аппаратурой «Курс П», контроль процесса);

обеспечение наведения остронаправленной антенны ретранслятора на спутник-ретранслятор для сеансов связи;

наведение солнечных батарей на Солнце (помимо автономной системы ориентации солнечных батарей);

управление дискретной коммутируемой антенной решеткой для организации связи (экспериментальный режим);

обеспечение телеоператорного управления причаливанием беспилотных транспортных кораблей (резервный режим);

обеспечение выполнения научно-прикладных исследований, связанных с точным наведением научной аппаратуры.

В алгоритмах управления станции были реализованы методы диагностического контроля работоспособности аппаратуры СУДН, режимов управления, ресурсов системы.

Все это вместе позволило получить уникальную по своим характеристикам систему: точность ориентации 1 угл. мин; точность ста-

билизации на гиродинах 1 угл. мин; длительный ресурс автономного функционирования.

4.4.5.3 Система управления движением и навигации российского сегмента МКС

Функции системы управления движением российского сегмента.

1. Выполнение ориентации, стабилизации и разворотов станции с помощью РД ориентации служебного модуля (СМ) и пристыкованных кораблей и модулей.

2. Выполнение маневров формирования и поддержания орбиты МКС с использованием РД станции, кораблей и модулей.

3. Выполнение «разгрузки» кинетического момента, накопленного силовыми гироскопами американского сегмента CMG (Control Moment Gyroscope).

4. Автономное определение орбиты станции (навигационного вектора состояния) и ориентации станции на любой фазе полета.

5. Обеспечение транспортных операций для транспортных кораблей «Союз-ТМ», «Прогресс-М», «Space Shuttle», ATV ESA.

6. Обеспечение отказоустойчивого функционирования системы с выполнением требований по безопасности, соответствующих пилотируемому космическому полету.

Проблема отказов в СУДН приводит к потере ее работоспособности и необходимости проведения ремонтно-восстановительных работ с участием экипажа.

Эта проблема была решена в МКС за счет создания двух систем управления: российской (РС) и американской (АС), работающих одновременно.

Взаимодействие СУДН РС и СУДН АС строится по принципу «ведущий-ведомый». В каждый момент времени управление движением выполняет одна из двух систем (СУДН РС или СУДН АС) — «ведущий». Другая система управления (соответственно СУДН АС или СУДН РС) — «ведомый» подчиняется «ведущему» и оказывает ему поддержку данными, исполнительными органами.

Две системы управления имеют отличия в датчиках и исполнительных органах. Так, российская СУДН в качестве исполнительных органов имеет реактивную систему управления ориентацией и маневрами. Последнее объясняется проектом МКС и тем местом, которое в МКС занимает российский сегмент станции. Американская СУДН содержит сило-

вые гироскопы для постоянной безрасходной стабилизации станции.

В табл. 4.4.2 представлены функциональные задачи, решаемые СУДН РС и СУДН АС.

4.4.2. Функциональные задачи, решаемые СУДН РС и СУДН АС

Задачи, решаемые СУДН РС	Задачи, решаемые СУДН АС
Определение ориентации, угловой скорости, вектора состояния	Управление ориентацией с использованием силовых гироскопов и, на ранних стадиях полета МКС, по данным ориентации предоставляемых СУДН РС Определение ориентации, угловой скорости, вектора состояния
Обеспечение режимов стыковок с российскими кораблями, «Space Shuttle», ATV	Обеспечение режима стыковки с «Space Shuttle»
Управление ориентацией с использованием двигателей	Управление наведением антенн, солнечных батарей радиаторов
Проведение коррекций орбиты, включая маневр увода от «осколков»	Поддержание равновесной ориентации, обеспечивающей требования по микрогравитации
Управление наведением солнечных батарей, радиатора, средств связи	
Выполнение разгрузки американских силовых гироскопов	
Передача управления СУДН АС в нештатных ситуациях	Передача управления СУДН РС в нештатных ситуациях
Передача данных по ориентации, угловой скорости, вектору состояния в СУДН АС	Передача данных по ориентации, угловой скорости, вектору состояния в СУДН РС

Функциональная схема интегрированной СУДН МКС представлена на рис. 4.4.23.

Различная приборная реализация БИНС, состава датчиков первичной информации, компьютерных систем СУДН и программного обеспечения позволили получить резервирование СУДН на системном уровне. На рис. 4.4.24 показана схема обмена данными между российской и американской системами. Наличие дополнительной первичной информации делает каждую систему существенно более устойчивой к отказам приборов и датчиков первичной информации.

Структурная схема СУДН РС МКС приведена на рис. 4.4.25.

Состав датчиковой аппаратуры и исполнительных органов РС МКС:

высокоточный измеритель угловой скорости (ГИВУС), имеющий четыре измерительных канала;

резервный измеритель угловой скорости (ОРТ), среднего класса точности, имеющий три измерительных канала;

три звездных датчика БОКЗ;
четыре солнечных датчика 251К;
три датчика инфракрасной вертикали, секучего типа;

два магнитометра СМ-8М;
оптические визиры ПУМА и ВП-2;
два комплекта аппаратуры спутниковой навигации (АСН);
аппаратура «Курс»;

32 двигателя ориентации (ДО), СМ, объединенные в два коллектора по 16 ДО;
два корректирующих двигателя КД1 и КД2 СМ;

24 двигателя причаливания и ориентации (ДПО) транспортного-грузового корабля (ТГК) «Прогресс-М1»;

восемь двигателей ориентации и восемь двигателей коррекции орбиты европейского транспортно-грузового корабля (АТВ).

4.4.5.4. Структура системы управления движением и навигации автоматических космических аппаратов

СУДН спутников создана как единая интегрированная система, решающая задачи ориентации, маневров спутников, управления аппаратурой СУДН на основе цифровой управляющей системы (рис. 4.4.26).

Датчиковая аппаратура СУДН КА «Ямал-100» состоит из следующих приборов:

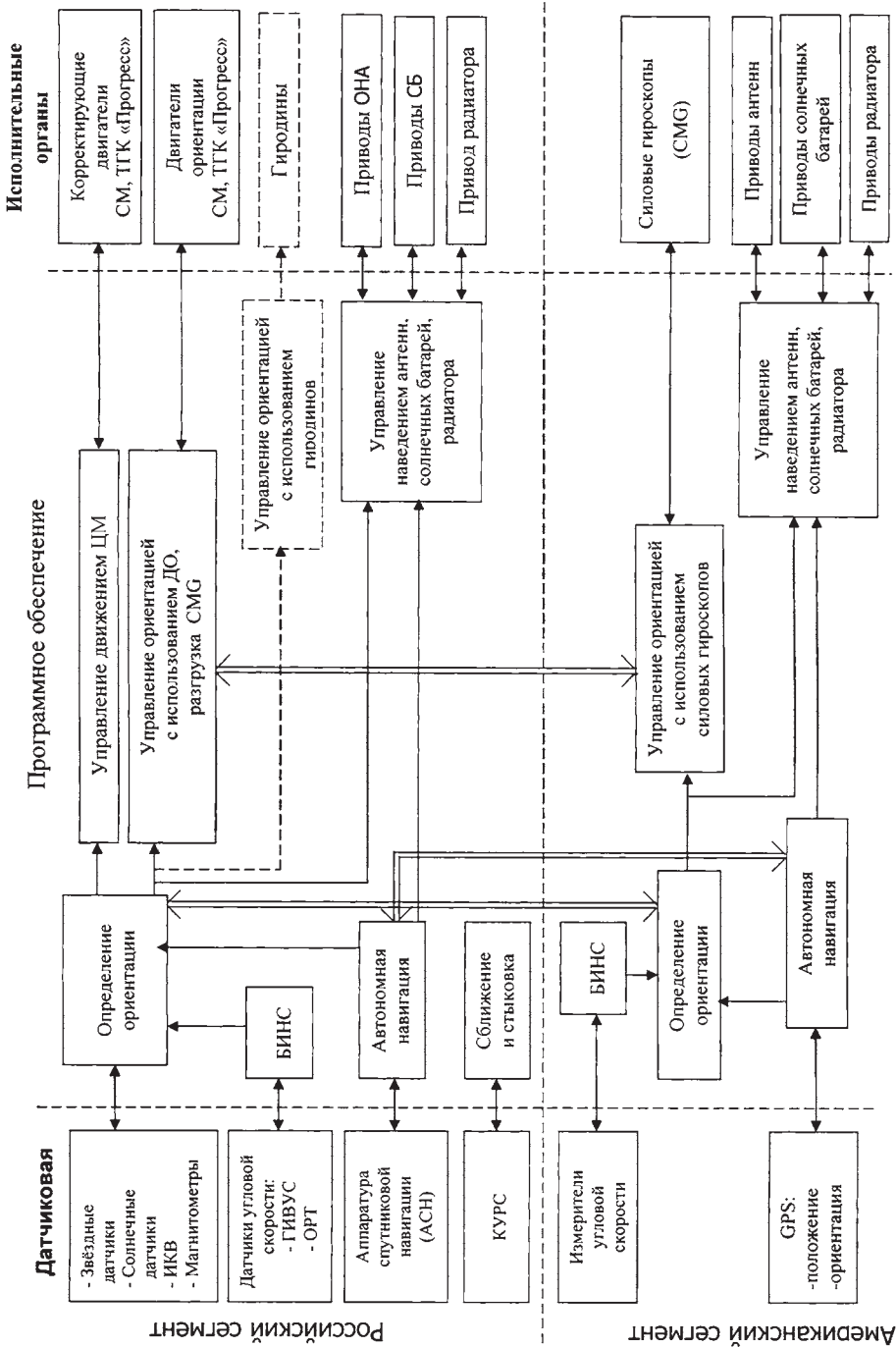


Рис. 4.4.23. Интегрированная система управления движением МКС

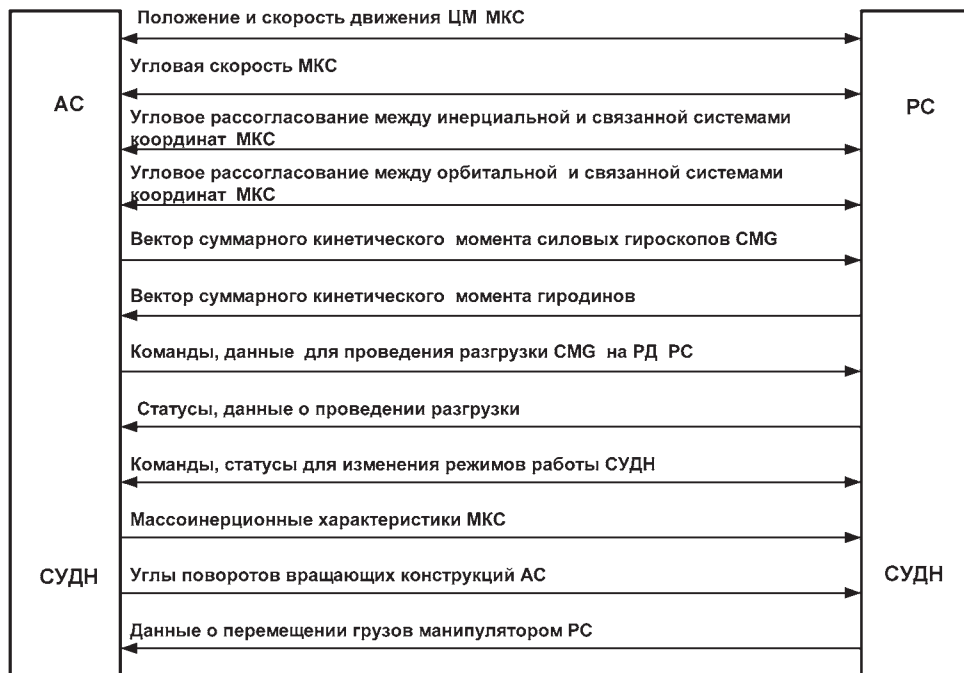


Рис. 4.4.24. Интерфейс между СУДН российского и американского сегментов МКС

Гироскопический измеритель угловой скорости (ГИВУС) предназначен для измерения приращения интегралов от проекций вектора угловой скорости КА на измерительные оси прибора.

Прибор содержит четыре измерительных канала, состоящих из гироскопического чувствительного элемента с обслуживающими электронными подсистемами и вторичным источником питания, и единую систему термостатирования.

Оси чувствительности прибора расположены равномерно по образующей конуса с углом полураствора $54,7356^\circ$, что позволяет обеспечивать работоспособность БИНС при отказе любого измерительного канала.

Чувствительным элементом (ЧЭ) измерительного канала является поплавковый двухстепенной гироскоп, гирузел гироскопа охвачен электромеханической обратной связью.

Датчик определения координат звезд (БОКЗ) является оптико-электронным прибором, предназначенным для определения совместно с БЦВМ ориентации приборной системы координат относительно звезд. Результаты измерений используются в СУДН для оп-

ределения пространственного положения КА в инерциальной системе координат.

Принцип действия основан на съемке участка звездного неба, преобразования изображения в видеосигнал, обработки его и формирования массива информации для передачи в БЦВМ.

Датчик определения координат Солнца (БОКС) является прецизионным оптико-электронным прибором, который обеспечивает измерение направления на центр Солнца в приборной системе координат в виде направляющих косинусов, обработку и выдачу их в БЦВС. Принцип действия основан на регистрации излучения от Солнца в видимом диапазоне спектра кординатно-чувствительным приемником (ПЗС-линейка). Излучение проектируется на ПЗС с помощью щелевой оптической камеры, что позволяет определять две координаты одним приемником ПЗС. Видеосигнал с ПЗС обрабатывается спецвычислителем прибора, полученная информация передается в БЦВС.

Прибор используется для точного наведения заданной оси КА на центр Солнца из не-

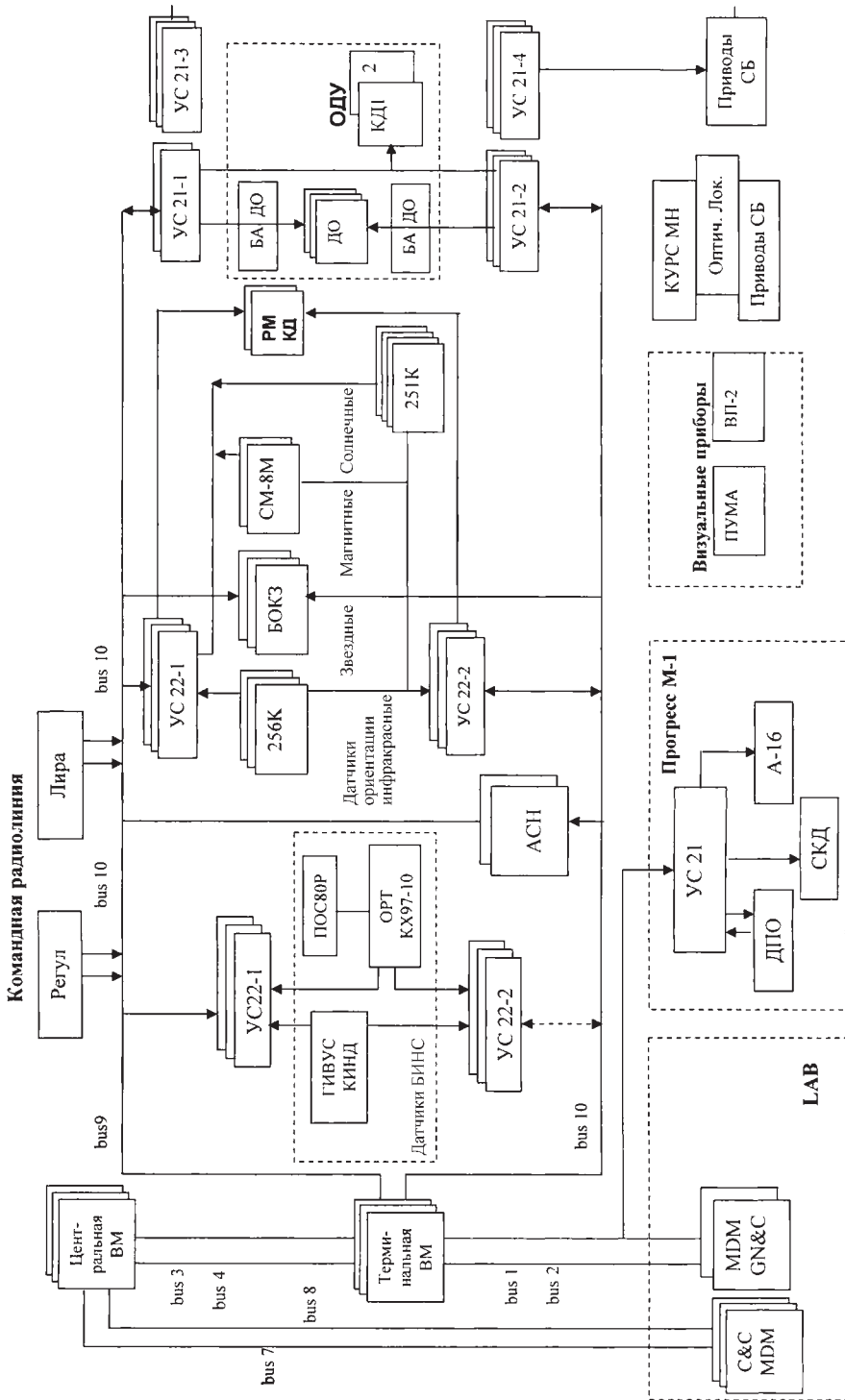


Рис. 4.4.25. Структурная схема СУДН служебного модуля РС МКС

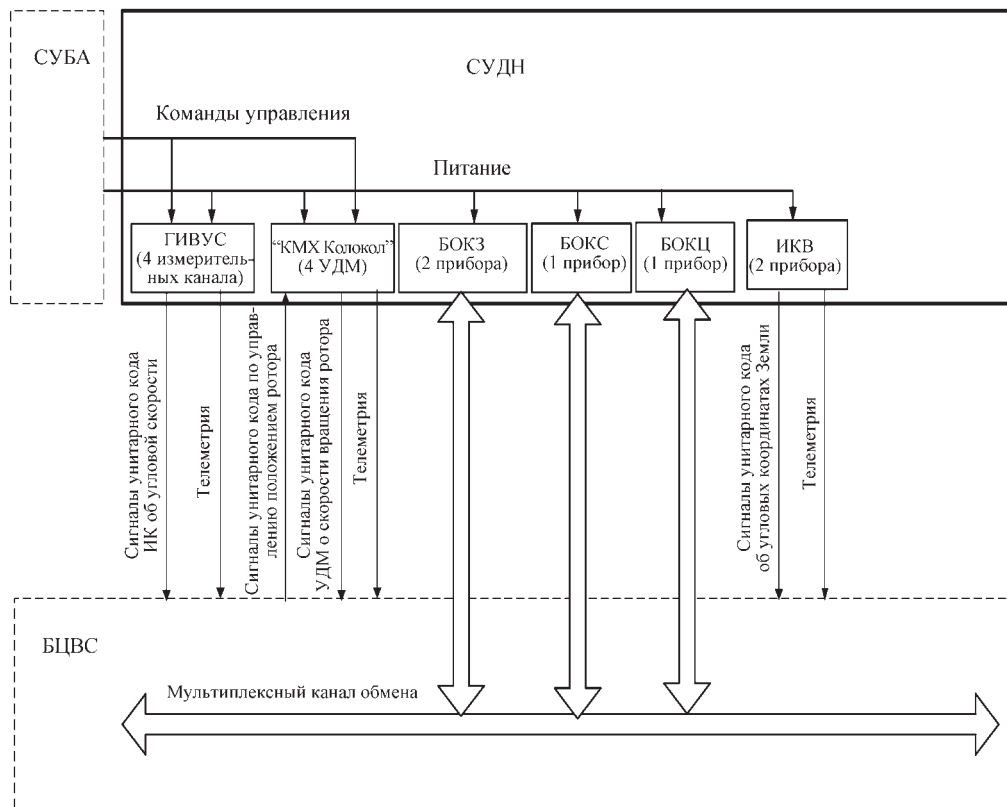


Рис. 4.4.26. Структура СУДН спутника «Ямал-100»

ориентированного положения, а также для периодической коррекции уходов БИНС (совместно с датчиком центра Земли).

Датчик определения координат центра Земли (БОКЦ) является оптико-электронным прибором ориентации по Земле и обеспечивает определение направления на центр Земли в приборной системе координат — направляющих косинусов и выдачу их в БЦВС. Принцип действия прибора основан на получении проекции солнечного света, отраженного от Земли и проходящего через щелевую маску, на линейном ПЗС-приемнике.

Прибор используется для наведения заданной оси КА на центр Земли, а также для периодической коррекции уходов БИНС (совместно с датчиком Солнца).

Датчик определения инфракрасной вертикали (ИКВ) является однокоординатным оптико-электронным прибором с линейным ска-

нированием, работающим в инфракрасном диапазоне спектра от 7 до 20 мкм, предназначенным для определения совместно с БЦВС ориентации плоскости чувствительности прибора относительно местной вертикали Земли. Дополнительной функцией прибора является определение координат Солнца.

Исполнительные органы СУДН:

для управления движением вокруг центра масс КА и поддержания заданной стабилизации при выполнении штатной программы полета используется комплекс «КМХ Колокол». Комплекс обеспечивает создание управляющих моментов, воздействующих на космический аппарат в режимах стабилизации и программных поворотов. Состоит из четырех управляющих двигателей-маховиков «ДМ-001 Колокол», предназначенных для создания управляющих моментов по осям, параллельным осям вращения ротора и электронного

прибора «ЭП Колокол», обеспечивающего работоспособность системы из четырех маховиков и сопряжение с системой управления КА;

для гашения остаточных угловых скоростей после разделения КА, разгрузки кинетического момента маховиков, парирования нештатных ситуаций используются 12 газовых двигателей, объединенных в два коллектора по 6 ГД;

для выполнения маневров установки КА в заданные орбитальные позиции, коррекции орбиты для удержания КА в заданной орбитальной позиции, увода КА с ГСО по завершении работы, а также разгрузки кинетического момента системы маховиков используются восемь электрореактивных двигателей (тяговых модулей).

4.4.5.5. Структура системы управления транспортного пилотируемого корабля «Буран»

Система управления транспортного пилотируемого корабля (СУ ТПК) предназначена для управления движением, ориентацией и навигацией ТПК, а также для реализации командно-программного управления всеми его бортовыми системами (БС), РД и агрегатами.

СУ ТПК обеспечивает: проведение всех видов наземных испытаний ТПК, контроль и диагностику технического состояния БС, учет и прогнозирование количества топлива, двухсторонний обмен с ЦУПом, преобразование и распределение электроэнергии, формирование и подготовку аналоговой, дискретной и цифровой информации и передачу ее в систему телеизмерений и другие операции управления.

СУ ТПК уникальна, в ней реализованы такие требования, как:

автоматическое, директорное и ручное управление движением, в том числе, автоматическая посадка на аэродромную взлетно-посадочную полосу;

повышенная надежность и безотказность, для сохранения работоспособности при двух отказах в каждом независимом узле;

возможность изменения в целом или частично программы полета по решению экипажа или ЦУПа.

Функционально СУ ТПК действует на всех участках подготовки и полета ТПК: предстартовой подготовке (ПСП) и старте, выведении на РН «Энергия», доразгоне до первой космической скорости, в различных режимах орбитального полета, при сближении и стыковке (как в

активном, так и пассивном режиме), при работах манипуляторов и на этапах возвращения на Землю — подготовке и сходе с орбиты, полете на внеатмосферном участке, полете в атмосфере, посадке, пробеге по ВПП и торможении.

СУ ТПК обеспечивает управление кораблем при возникновении нештатных ситуаций в режимах: маневра возврата, выведения на нештатную орбиту, в режиме восстановления вычислительного процесса и ориентации ТПК, при полете по одновитковой траектории.

Структурная схема СУ представляет собой совокупность отдельных подсистем, контейнеров и приборов, объединенных в независимые функциональные тракты (ФТ), решающие определенную функциональную задачу в соответствии с ее логикой. ФТ включают в себя аппаратуру других систем, агрегаты и элементы автоматики, участвующие в обеспечении функциональной задачи. ФТ подразделяются на тракты, обеспечивающие управление движением ТПК ФТ СУД и ФТ, участвующие в командно-программном управлении БС — ФТ СУБС.

Все ФТ объединяются и обслуживаются ФТ общего пользования: вычислительных систем, внешней памяти, единого времени, контроля и диагностики, распределения и коммутации электропитания и бортовой кабельной сетью.

В табл. 4.4.3 приводятся обозначения, принятые в структурной схеме СУ ТПК, назначение аппаратуры и степень ее резервирования.

Бортовая аппаратура СУ ТПК, на этапах наземных испытаний, предпусковой подготовки и пуске связана интерфейсами и командно-сигнальными линиями с наземным испытательно-пусковым комплексом и, являясь объектом контроля, подвергается всесторонним проверкам, в том числе всех резервированных схем и программного математического обеспечения.

4.4.6. ДАТЧИКОВАЯ АППАРАТУРА СУДН

4.4.6.1. Механические гироскопические приборы

Гироскопом в широком смысле является устройство, содержащее элемент, совершающий быстрые периодические движения, и позволяющее на этой основе обнаруживать и измерять в инерциальном пространстве вращение основания, на котором гироскоп установлен. Быстрые периодические движения могут быть вращательными, возвратно-поступательными, колебательными и др.

4.4.3. Укрупненная структурная схема СУ ТПК

Шифр	Наименование	Функциональное назначение	Степень резервирования
------	--------------	---------------------------	------------------------

Аппаратура БЦВС, имеющая информационную связь с вычислительным комплексом СОВ-ОУ и наземной вычислительной системой

БЦВК	Бортовой цифровой вычислительный комплекс	В составе двух вычислительных систем: центральной — ЦВС и периферийной — ПВС, каждая со своими преобразователями абонентов	4
ПВУ	Программно-временное устройство	Создает тактовую сетку и обеспечивает синхронизацию всех цифровых вычислительных систем ТПК	5
НМЛ	Накопитель на магнитной ленте	Внешняя память для БЦВС, обеспечивает хранение и перезагрузки математических программ. В каждом НМЛ запись троирована	3
КРС	Концентратор радиосистем	Специализированные цифровые вычислители, ориентированные на передачу информации от отдельных бортовых систем в БЦВК или бортовую телеметрическую систему БИТС	3
КСКД	Концентратор системы контроля и диагностики		2
КТМ	Концентратор телеметрии		
ВМ БИ-2	Вычислительная машина типа «БИСЕР-2»	Автономная ВМ для обработки информации и управления ЗСП	3
ПА	Преобразователь абонента	Обеспечивает информационно-командную связь со своей вычислительной системой (ЦВС или ПВС) конкретного абонента (или группы абонентов). Выходная схема ПА сопряжена со схемой управляемого им абонента	

Основной комплекс командных приборов, действующих на всех этапах полета от ПСП до торможения на ВПП

ГСП	Гиросtabilизированная платформа	Четырехрамочная гиروطформа, формирует информацию об инерционных ускорениях и ориентации корпуса ТПК относительно инерциального пространства	3
ЖАКС	«Жестко» установленный по оси Y (Z) на корпусе ТПК акселерометр	Измеряет негравитационные ускорения. Установлены в двух сечениях. Их оси чувствительности образуют ортогональную триаду, их информация пересчитывается к ЦМ ТПК	

Продолжение табл. 4.4.3

Шифр	Наименование	Функциональное назначение	Степень резервирования
ДУС	Датчик угловых ускорений, установлен по оси X , (Y), (Z)	Установлены в «узлах» гармонических колебаний корпуса ТПК. Измеренные ими угловые скорости используются при определении ориентации ТПК в пространстве	3

Измерительные приборы и системы, информация с которых используется на орбитальных участках полета

ЗСП	Звездно-солнечный прибор	Оптико-электронный прибор, конструктивно связанный с ГСП, определяет вектор направления на выбранное светило. Используется для коррекции информации ГСП при длительном полете	3
РВВ	Радиовысотмер — вертикаль	Измеряет высоту и ориентацию связанной с ТПК системы координат относительно местной вертикали. Информация РВВ используется для коррекции ГСП и в целях автономной навигации. Надежно работает над водной поверхностью	2
ПРЗС	Прибор регистрации восхода и захода солнца	Регистрирует момент входа ТПК в тень Земли и выхода из нее. Информация используется для коррекции ГСП и для автономной навигации при коррекции текущего вектора состояния	1
АСН	Аппаратура спутниковой навигации	Радиотехническая навигационная система «Ураган», работающая по информации от навигационных спутников	2
ПМВ	Построитель местной вертикали	Инфракрасный оптоэлектронный прибор. Функционально аналогичен РВВ. Имеет широкие секторы сканирования (до 45°)	
НИВС	Навигационно-измерительная визуальная система	Оптические приборы для использования космонавтами в целях измерения параметров орбитального движения ТПК и относительного его движения при сближении с другими КА	1
ВДК	Визир-дальномер космонавта		
СВИ	Система взаимных измерений	Используется при сближении и стыковке с другими КА. Действует в активном или пассивном режиме. Радиотехническая и лазерная аппаратура передает в СУД такие параметры относительного движения, как дальность, скорость и пеленгационные углы «цели»	1
СОИ-ОУ	Система отображения информации и органов управления	Установлена на рабочих местах космонавтов. На рабочем месте РМ-4 находятся ручки управления движением ТПК в орбитальном полете и стыковке	

Продолжение табл. 4.4.3

Шифр	Наименование	Функциональное назначение	Степень резервирования
<i>Системы, обеспечивающие информацию о движении ТПК на участках спуска и посадки</i>			
РСНП	Радиосистема навигации и посадки	Системы обеспечивают точной навигационной информацией СУ на этапах спуска (с высот не более 50 км) и посадки вплоть до касания, пробег и остановки ТПК на ВПП. Радиотехнические системы взаимодействуют с наземными радиомаяками, расположенными вблизи и на ВПП	4
РДС	Радиодальномерная система		3
РСБН	Радиосистема ближней навигации		2
РВБ	Радиовысотомер больших высот		
РВМ	Радиовысотомер малых высот		3
РМС	Радиомаячная система высот		
СВСП	Аэротехническая система высотно-скоростных параметров		
<i>Исполнительные органы, обеспечивающие управление движением ТПК</i>			
РМ и ИДОС	Рулевая машина и индукционный датчик обратной связи	Исполнительная система для отклонения сопел двигателей орбитального маневрирования ДОМ-1 и ДОМ-2 в плоскости Т (Р)	3
УД, ДО	Управляющие двигатели и двигатели ориентации	Жестко закрепленные двигатели различной тяги управляются импульсными командами от БЦВК, совместно с отклонением сопел ДОМов обеспечивают управление на всех внеатмосферных участках полета	По 12 УД и 4 ДО на левом и правом хвостовых блоках. В носовом блоке 11 УД
БУК	Блок управления и контроля	Семь БУКов по командам от БЦВМ обеспечивают на атмосферных участках полета нужные отклонения аэродинамических органов управления (элевонов, руля направления, воздушного тормоза и балансировочного щитка)	3

Окончание табл. 4.4.3

Шифр	Наименование	Функциональное назначение	Степень резервирования
<i>Аппаратура, обеспечивающая командно-программное управление электропитания, контроль и диагностику БС</i>			
ДШ	Дешифратор команд управления	Получая от БЦВК программно-временные команды, прибор дешифрует их, усиливает и по сопряженной с исполнительным элементом схеме передает в БС. В составе СУ ТПК 17 ДШ, которые управляют 52 БС, передавая им 5000 команд	3
СК	Силовой коммутатор	Электромагнитное устройство по кодовым командам от БЦВК обеспечивает программно-временное включение-отключение электропитания на приборы СУ и БС, участвующие в управлении ТПК	
ПСС	Прибор сбора сообщений	В приборе собирается, предварительно обрабатывается и преобразуется информация о техническом состоянии БС и агрегатов ТПК. Информация передается в КСКД и оттуда в БЦВК	

В зависимости от физических принципов построения гироскопы можно разделить на две группы:

- механические гироскопы;
- квантовые гироскопы.

В механических гироскопах носителями быстрых периодических движений могут быть твердое тело, жидкость или газ. В квантовых — атомные ядра, протоны, электроны, обладающие орбитальными и спиновыми магнитными и механическими моментами, в том числе когерентные потоки фотонов, фононов или любых других частиц, не обладающих магнитными моментами. Так, в ядерных гироскопах используются инерционные свойства ядра, или протонов и электронов. При помещении в постоянное магнитное поле векторы магнитного и механического моментов элементарных частиц приобретают вполне определенную

ориентацию, что придает частицам свойства, присущие гироскопам: устойчивость в пространстве и способность к прецессии. Эти свойства элементарных частиц и используются для регистрации угловых движений основания. В лазерных и волоконно-оптических гироскопах угловая скорость вращения основания определяется по разнице параметров встречных электромагнитных волн, распространяющихся в замкнутом оптическом контуре либо в волоконно-оптическом интерферометре.

Классификация гироскопов (рис. 4.4.27). Различают два основных типа гироскопов — по количеству осей, относительно которых носитель кинетической энергии может совершать вращательные движения относительно основания, — с тремя либо двумя степенями свободы¹.

¹ Наряду с этим, в английских и американских публикациях из области гироскопической техники учитывается только количество измерительных степеней свободы (степень свободы, обусловленная, к примеру, возможностью собственного вращения ротора, исключается). Таким образом, название в указанной литературе «гироскоп с двумя степенями свободы» (two degree of freedom gyro, TDF Gyro) соответствует классическому гироскопу с тремя степенями свободы или гироскопу с двумя измерительными степенями свободы. Название «гироскоп с одной степенью свободы» (single degree of freedom gyro, SDF Gyro) соответствует классическому гироскопу с двумя степенями свободы или гироскопу с числом измерительных степеней свободы, равной единице.

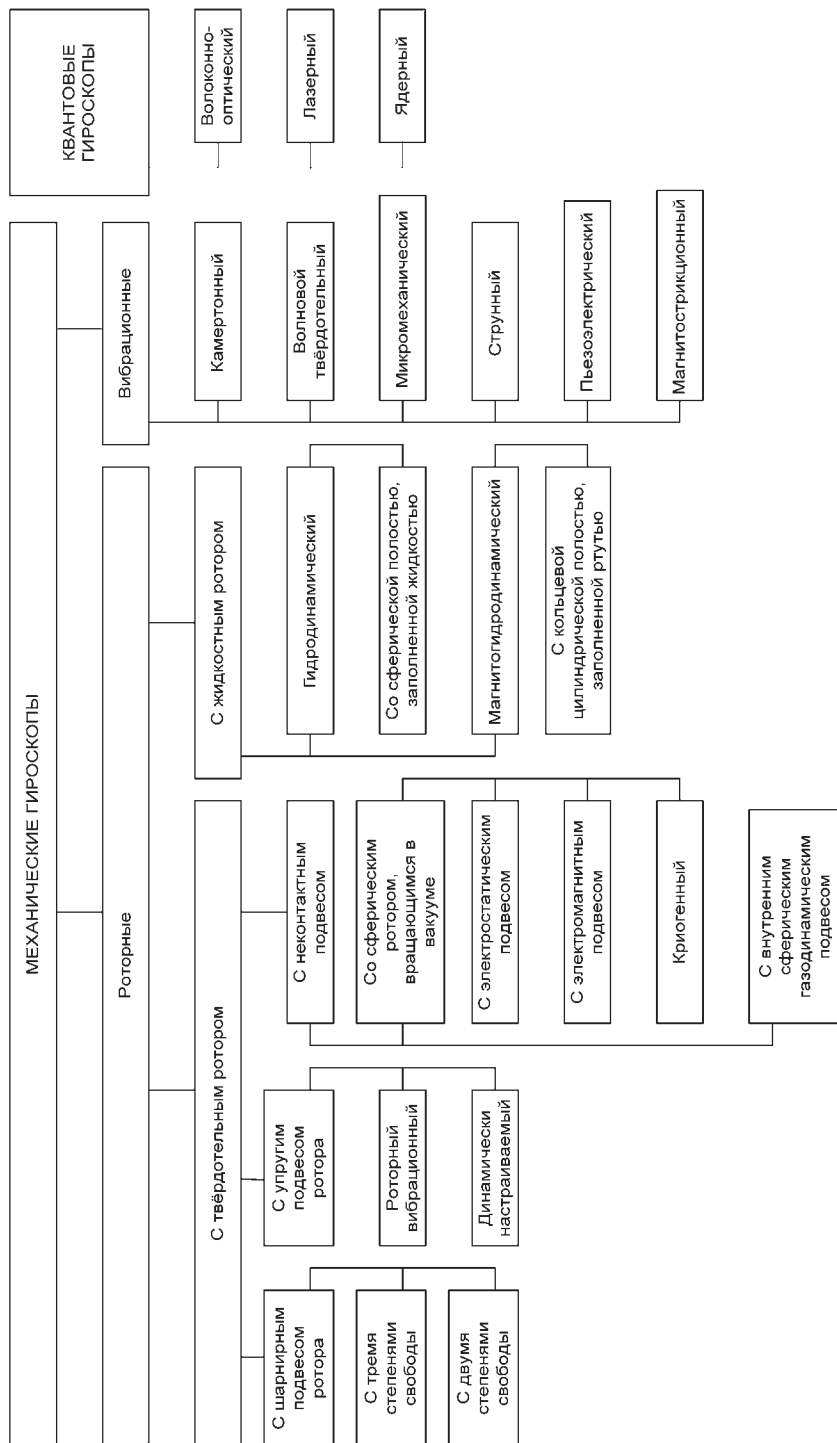


Рис. 4.4.27. Классификация гироскопов по основным определяющим признакам

Трехстепенными являются только гироскопы с твердотельным ротором:

с ротором в кардановом подвесе (двухрабочном, шарнирном);

динамически настраиваемые гироскопы с упругим (торсионным) подвесом ротора;

с неконтактным подвесом ротора.

Гироскопы с тремя степенями свободы делятся на астатические (уравновешенные) и неуравновешенные.

В астатическом гироскопе ЦМ совпадает с центром подвеса, и главный момент внешних сил, приложенный к ротору относительно ЦМ, равен нулю при произвольных вращательных движениях основания (для гироскопа в кардановом подвесе центр подвеса ротора находится в точке пересечения осей карданова подвеса, с неконтактным подвесом — совпадает с центром геометрической симметрии подвеса).

В неуравновешенных гироскопах ЦМ и центр подвеса целенаправленно делают несовпадающими, с тем, чтобы в необходимых случаях придать гироскопу чувствительность к линейным ускорениям объекта.

Астатический гироскоп, у которого все прочие моменты относительно осей подвеса (момент трения, тяжения и т.п.) отсутствуют, называется свободным гироскопом. В рамках прецессионного приближения свободный гироскоп сохраняет неизменной первоначально заданную ориентацию главной оси в инерциальном пространстве. Это свойство позволяет с помощью свободного гироскопа регистрировать углы поворота основания (объекта), на котором он установлен, относительно двух осей в инерциальной системе координат.

Гироскопы с двумя степенями свободы позволяют регистрировать угловую скорость либо ее интеграл относительно одной оси в системе координат, связанной с основанием.

В различных двух- и трехстепенных гироскопах для разгрузки механических опор применяются жидкостный (поплавокный), газовый, электромагнитный и магнитоэлектрический подвесы и газодинамические опоры ротора, что позволяет существенно улучшить точностные и эксплуатационные характеристики гироскопа.

Наименьшими вредными моментами, приводящими к отклонению главной оси гироскопа от первоначально заданного положения (собственному уходу), обладают гироскопы с неконтактным подвесом ротора. Неконтактный подвес осуществляется путем центрирования сферического ротора во взвешенном состоянии с помощью магнитных или электростатических сил.

Гироскопы, представленные на рис. 4.4.27, являются основой различных **гироскопических устройств** (гироскопических приборов), предназначенных для определения параметров, характеризующих движение (или положение) объекта, на котором они установлены, а также для стабилизации этого объекта.

По назначению гироскопические устройства подразделяются следующим образом:

1) гироскопические устройства (ГУ) для определения угловых отклонений объекта (свободные и позиционные гироскопы): гироскопы направления, определяющие азимутальные отклонения объекта (углы рысканья летательного аппарата); гировертикали, определяющие отклонения объекта относительно плоскости горизонта (углы тангажа и крена ЛА); гироорбитанты, которые служат для определения углов рысканья искусственных спутников Земли, движущихся в орбитальной системе координат;

2) ГУ для определения угловых скоростей и угловых ускорений объекта: двухстепенные роторные, вибрационные и квантовые измерители угловой скорости; измерители, определяющие одновременно угловые скорости и угловые ускорения, построенные основе двухстепенных и трехстепенных роторных гироскопов;

3) ГУ для определения интегралов от входных величин: интегрирующие гироскопы, построенные на основе двухстепенных роторных гироскопов с шарнирным подвесом ротора и волновых твердотельных гироскопов¹, определяющие интеграл угловой скорости; гироскопические интеграторы линейных ускорений, выполненные на основе неуравновешенного трехстепенного гироскопа и служащие для нахождения кажущейся линейной скорости объекта;

¹ Волновой твердотельный гироскоп может использоваться как измеритель угловой скорости либо как интегрирующий гироскоп с неограниченным допустимым углом поворота относительно измерительной оси при позиционном либо параметрическом возбуждении стоячей волны соответственно.

4) ГУ для стабилизации объекта или отдельных приборов, а также для определения угловых отклонений объекта, называемые гиростабилизаторами;

5) инерциальные навигационные системы (ИНС) [на базе гиростабилизированных платформ и бесплатформенные (БИНС)], способные без внешней информации определять траекторию и угловое движение объекта.

Позиционные гироскопы — хранители направления, в них используется свойство свободного гироскопа сохранять неизменным в пространстве направление главной оси.

Разновидности позиционных гироскопов (по функциональному признаку):

а) без коррекции:

свободные гироскопы;

измерители углов;

гироскопы для прямолинейного либо программно-управляемого направления полета;

свободные курсовые гироскопы;

б) с коррекцией:

курсные гироскопы;

компасные курсовые гироскопы:

гироскопические вертикали (горизонты);

гироорбитанты.

Хотя астатические гироскопы не обладают избирательностью, во многих случаях, после приведения главной оси гироскопа к заданному направлению, они могут далее использоваться как свободные, без последующей коррекции, например, в гироскопах направления, гировертикалях и др. Но такого рода некорректируемые приборы можно использовать лишь в течение ограниченного промежутка времени, так как неизбежные возмущающие моменты приводят к уходу главной оси от первоначального положения. Во избежание этого прибегают к контролю и коррекции направления оси гироскопа.

Коррекция гироскопа достигается при помощи более или менее жесткой связи с указателем направления (компасом, маятником, построителем вертикали и т.д.). Путем объединения указателя направления с гироскопом-хранителем направления при надлежащей регулировке удастся устранить или значительно снизить присущие обоим элементам погрешности: индикаторы направления подвержены колебаниям, а хранители направления — медленному уходу.

Корректируемые позиционные гироскопы выходят за пределы класса собственно гироскопов-хранителей направления. Они способны самостоятельно устанавливаться в

требуемом направлении. Этот процесс называют также коррекцией гироскопа от индикатора направления. Но ввиду того, что корректирующие устройства обычно оказывают слабое воздействие на гироскоп, эти приборы отнесены к разряду позиционных гироскопов.

Гировертикаль (гирогоризонт) — устройство для определения направления истинной вертикали (или плоскости горизонта), а также углов отклонения объекта относительно этого направления (крена и тангажа).

Гировертикаль является позиционным гироскопом, главная ось которого удерживается в направлении вертикали места с помощью системы коррекции.

Гировертикаль с маятниковой системой коррекции содержит маятники-корректоры, фиксирующие углы отклонения оси гироскопа от вертикали места, и датчики момента, прикладываемые соответствующие корректирующие моменты и вызывающие прецессию оси гироскопа к вертикали места.

Перед началом режима стабилизации коррекция отключается, и гироскоп превращается в свободный. Датчики угла на осях карданова подвеса позволяют определить углы наклона объекта относительно плоскости горизонта.

Трехстепенный астатический гироскоп может служить лишь кратковременным указателем направления (в частности, вертикали), поскольку его главная ось по отношению к вращающейся Земле будет с течением времени изменять свое направление. Тем не менее, подобные приборы, называемые гирогоризонтом и гировертикантом, применяются в баллистических ракетах для определения углов отклонения в вертикальной и горизонтальной плоскостях (углы тангажа, рысканья и крена) на относительно непродолжительном интервале времени активного участка.

Значительно более совершенным гироскопом, позволяющим определять с высокой точностью направление вертикали при ускоренном движении объекта, на котором он установлен, является гиринерциальная вертикаль. В ней физическое моделирование горизонта осуществляется с помощью системы коррекции, содержащей акселерометры. Акселерометры устанавливаются на внутренней рамке карданова подвеса (в абсолютном большинстве реальных конструкций — на гиростабилизированной платформе).

Гириорбитант (однороторная гироскопическая орбита) — гироскопическое устройство

для определения угла рысканья (отклонения от плоскости орбиты) искусственного спутника Земли. Гироорбитант представляет собой корректируемый позиционный гироскоп, устанавливаемый на спутнике, который стабилизируется по местной вертикали. При этом, если угол рысканья спутника равен нулю, то ось вращения наружного карданова кольца располагается по касательной к орбите, а главная ось гироскопа — совмещается с вектором орбитальной угловой скорости.

Если угол рысканья отличается от нуля, то плоскость наружного карданова кольца выходит из совмещения с плоскостью орбиты и с датчика угла на оси внутренней рамки снимается сигнал по углу рысканья.

Система коррекции, содержащая датчик угла на оси внешней рамки и датчики момента на осях обеих рамок, служит для гашения незатухающих конических колебаний главной оси гироскопа и препятствует угловым отклонениям внешней рамки вокруг ее оси.

При отключении сигналов коррекции гироорбитант используется в качестве свободно гироскопа.

Гироскопы с двумя степенями свободы представляют наиболее многочисленную группу гироскопов по используемым физическим принципам построения, конструктивным решениям и вариантам практического использования.

Длительное время гироскопы с двумя степенями свободы использовались преимущественно в качестве датчиков угловой скорости сравнительно низкой точности для систем угловой стабилизации различных объектов.

С изобретением поплавкового подвеса точность гироскопов резко возросла, существенно улучшились эксплуатационные характеристики.

Появились прецизионные интегрирующие гироскопы, которые стали повсеместно использоваться в качестве чувствительных элементов гиросtabilизаторов индикаторного типа и гиросtabilизированных платформ для ИНС.

На базе прецизионных интегрирующих гироскопов были разработаны прецизионные датчики угловой скорости, которые с успехом используются по настоящее время в БИНС, в том числе в БИНС максимальной достигнутой точности (КА «Хаббл», США; КА «Ямал», Россия).

Доминирующими направлениями развития и совершенствования гироскопов с двумя

степенями свободы являются гироскопы, ориентированные для использования в БИНС: лазерные, волоконно-оптические, волновые твердотельные, микромеханические и поплавковые.

Гиросtabilизаторы по принципу действия делятся на непосредственные, силовые и индикаторные.

Непосредственные гиросtabilизаторы — устройства, в которых используются стабилизирующие свойства трехстепенного гироскопа. Применяются для стабилизации чувствительных элементов систем управления, например антенн, приемников ИК-излучения и т.п., устанавливаемых на внутренней рамке карданова подвеса гироскопа таким образом, чтобы направления в оси чувствительности элемента системы и главной оси гироскопа совпадали. Специальное устройство (координатор) вырабатывает сигналы, пропорциональные углам отклонения оси чувствительности стабилизируемого элемента от заданного направления, которые после усиления поступают в датчики момента на осях рамок карданова подвеса гироскопа. Такая система коррекции обеспечивает автоматическое слежение оси чувствительности за заданным направлением. Подобные гиросtabilизаторы называются также гироскопическими следящими системами.

Силовые гиросtabilизаторы (гироскопы) — электромеханические устройства, содержащие кроме гироскопов специальные двигатели для преодоления воздействия на стабилизируемый объект внешних возмущающих моментов. При этом гироскопы участвуют в режиме стабилизации как в качестве датчиков угла рассогласования, так и в качестве силовых элементов, развивающих гироскопические моменты, приложенные к стабилизируемому объекту. Применяются на ЛА для стабилизации отдельных приборов и устройств. Силовые гиросtabilизаторы, в зависимости от числа гироскопов в раме, могут быть одно- и двухгироскопными, а по числу осей стабилизации — одно-, двух- и трехосными. У одноосного силового гиросtabilизатора основными элементами являются трехстепенный гироскоп, внешнее карданово кольцо которого выполняет роль рамы, жестко связанной со стабилизируемым объектом (прибором), и двигатель стабилизации, служащий для приложения относительно оси рамы моментов, компенсирующих действующие на раму внешние возмущающие моменты. Ось рамы является осью стабилизации.

Под воздействием внешнего возмущающего момента, стремящегося повернуть раму вокруг оси стабилизации, гироскопа гироскопа прецессирует, создавая гироскопический момент, уравновешивающий возмущающий. По окончании переходного процесса в цепи датчик угла прецессии—стабилизирующий двигатель, возмущающий момент полностью уравновешивается стабилизирующим двигателем. Это позволяет стабилизировать значительные массы при сравнительно небольшом весе и габаритах самого гироскопа. На практике применяют также двухгироскопные одноосные гиростабилизаторы, содержащие две гироскопы со встречно направленными кинетическими моментами роторов, объединенные единой внешней рамой. Такие гиростабилизаторы обладают рядом преимуществ по сравнению с одногироскопными.

Сочетание двух одноосных гиростабилизаторов позволяет стабилизировать объект в плоскости, например, в плоскости горизонта. Такой двухосный гиростабилизатор может быть использован в качестве гировертикали силового типа. Сочетание трех одноосных гиростабилизаторов позволяет реализовать трехосный силовой гиростабилизатор — устройство, состоящее из гироскопа направления (гироазимута) и гировертикали (гиригоризонта). Он служит для измерения трех углов, определяющих положение объекта. Трехосный гиростабилизатор используется также для пространственной стабилизации гиростабилизированной платформы.

Индикаторные гиростабилизаторы — системы автоматического регулирования, в которых гироскопические устройства, установленные на платформе (либо стабилизируемом объекте), являются только чувствительными элементами следящих систем, осуществляющих стабилизацию платформы. В качестве чувствительных элементов используются гироскопы, реагирующие на углы, реже — на угловые скорости, отклонения платформы.

Трехстепенные гиростабилизированные платформы индикаторного типа используются в инерциальных навигационных системах.

Гировертикали и курсовые гироскопы нашли широкое применение в аэронавигационных системах.

Инерциальные навигационные системы — системы, основанные на возможности моделирования движения объекта только по автономно получаемой информации от инерци-

альных датчиков, измеряющих кажущееся ускорение и угловую скорость. Для моделирования используются известные законы ньютоновской классической механики. В ИНС исходной системой отсчета, по отношению к которой проводятся измерения, служит инерциальная (абсолютная, т.е. неподвижная относительно звезд) система. Посредством ИНС автономно определяются координаты, скорость, ускорение и другие основные параметры движения объекта. Для ИНС внешняя информация не является принципиально необходимой (если только не учитывать погрешности начальной выставки и погрешности, возрастающие со временем работы системы).

Сущность инерциального метода состоит в измерении акселерометром исходного параметра — ускорения и интегрировании основного уравнения (однократного — для определения скорости, двойного — для определения координат):

$$\bar{W} = \frac{d^2\bar{r}}{dt^2} - \bar{F}(\bar{r}),$$

где \bar{W} — ускорение, измеряемое акселерометром; \bar{r} — радиус-вектор точки (центра тяжести воспринимающего элемента в инерциальной системе координат); \bar{F} — вектор гравитационного ускорения в месте положения точки.

ИНС различают по ряду признаков:

по ориентации направления осей чувствительности инерциальных измерителей (по звездам; по осям, жестко связанным с объектом; с неизменной относительно небесного тела, например Земли, и др.)

по способу построения вертикали места (с аналитической, или расчетной вертикалью; с инерциальным построителем невозмущаемой при горизонтальных ускорениях вертикали);

по наличию стабилизированной платформы (со стабилизированной гироскопами; астро-средствами; бесплатформенные) и др.

Типы платформенных инерциальных систем. Особенность технической реализации инерциального метода на Земле состоит в том, что принципиально невозможно различить силу инерции и силу тяготения. Поскольку акселерометры должны измерять только ускорение объекта, составляющие, обусловленные тяготением, нужно выделить расчетным путем либо инструментально и компенсировать. При движении объекта вдоль земной поверхности этого можно достигнуть, удерживая измерительные оси точно в горизонтальной плоскости. Ввиду

вращения Земли и движения объекта нужно в этом случае вращать платформу таким образом, чтобы она всегда оставалась горизонтальной. Если этого не происходит, то следует расчетным путем или приборными средствами исключить обусловленные тяготением слагаемые, входящие в измеряемые величины.

В *геометрических системах* платформа стабилизирована таким образом, что ее абсолютная угловая скорость равна нулю. При этом ориентация платформы относительно инерциальной системы координат остается неизменной.

В *аналитических системах* гироскопы и акселерометры смонтированы жестко на объекте. Угловые скорости (приращения углов) поворота объекта измеряются гироскопами, а переносные ускорения — акселерометрами. Информация о движении и мгновенном положении объекта относительно Земли (или относительно иного небесного тела) получается вычислительным образом.

В *полуаналитических системах* платформа с акселерометрами удерживается в горизонтальном положении, а в некоторых случаях даже так, что платформа ориентируется по земным осям север–запад–зенит. У других систем того типа скорость вращения платформы вокруг вертикали устанавливается равной нулю.

Для всех трех типов систем необходим навигационный вычислитель, чтобы рассчитывать координаты места движущегося объекта. Объем вычислений в ИНС аналитического типа существенно выше, так как на вычислитель в этом случае возлагается часть трудностей конструктивно-механического характера.

В зависимости от конструкции и выполняемых функций платформы подвешиваются в двух, трех и даже четырех рамах (с тремя, четырьмя или пятью осями), чтобы обеспечить полную свободу вращений. Для подвешивания самой платформы достаточно двух рам (или трех осей). Дополнительные рамы устанавливаются с целью исключения явления складывания рам.

Точность измерительных устройств — акселерометров и гироскопов имеет решающее значение для функционирования ИНС. Постоянная погрешность в измерении ускорений после двукратного интегрирования могла бы привести к погрешности в определении места, растущей пропорционально квадрату времени. Однако благодаря соответствующей настройке системы можно удержать погрешность в определенных границах.

Уменьшение нежелательного, но не поддающегося полному устранению дрейфа гироскопов составляет одну из важнейших проблем при практическом осуществлении систем инерциальной навигации. Дрейф гироскопов ведет к появлению ошибок как в горизонтировании, так и в азимутальной выставке системы. Чтобы эти ошибки сделать малыми, для платформенных ИНС выработаны методы, позволяющие специальными измерениями определить дрейф гироскопов в процессе начальной выставки платформы, и учитывать его затем как возмущающий фактор.

Возможности получения от некорректируемой ИНС информации, находящейся в допустимых пределах, ограничены во времени из-за неизбежных инструментальных и методических ошибок, инерциальных чувствительных элементов в первую очередь. Лучшие образцы ИНС имеют погрешность в определении координат на уровне 1...3 км за час полета. Для уменьшения погрешностей и расширения возможностей использования применяются различные способы коррекции от средств спутниковой и астронавигации.

Платформенные ИНС достигли высокого совершенства. Однако таким системам свойственны и серьезные принципиальные *недостатки*: ограничения на угловые маневры из-за эффекта «складывания рамок»;

большое количество сложных прецизионных механических и электромеханических узлов;

низкое разрешение выходного сигнала; большие удельные затраты массы и энергопотребления (на один измерительный канал); относительно низкая надежность; отсутствие возможности гибкого резервирования;

высокая стоимость.

В значительной мере эти недостатки присущи и навигационным гироскопам, выполненным на базе трехстепенных гироскопов и гиросtabilизаторов.

Особенно остро они проявились с развитием высокоточных спутниковых систем управления ориентацией (угловой стабилизации и наведения) с жесткими требованиями к долговечности, габаритно-массовым характеристиками и энергопотреблению и принципиальным отсутствием ограничений на угловые маневры.

Бесплатформенные инерциальные системы. Одна из функций, выполняемая гиросtabilизи-

зированной платформой электромеханически, — построение опорной системы координат на базе показаний гироскопов и приведение показаний акселерометров к осям опорной системы координат, — в БИНС выполняются аналитически по показаниям гироскопов и акселерометров, жестко закрепленных на борту.

Вторая функция — изоляция гироскопов и акселерометров от угловых движений основания, при переходе к БИНС приводит к серьезному ужесточению требований, в первую очередь, к измерителям угловой скорости (фиксированных приращений угла) поворота основания и необходимости компенсации их ошибок в вычислителе угловых координат.

В гироскопах, как правило, используются гироскопы, обладающие интегрирующими свойствами в отношении входной угловой скорости (двухстепенные интегрирующие гироскопы, ДНГ, компактные поплавковые свободные гироскопы, гироскопы со сферической газодинамической опорой, электростатические гироскопы) и выполняющие функции нуль-индикаторов. Важнейшим требованием является высокая стабильность собственного ухода гироскопа, а к масштабному коэффициенту выходного сигнала жесткие требования не предъявляются. Динамический диапазон воздействующих на гироскоп угловых скоростей (отношение максимальной угловой скорости к минимальной) в этом случае не превышает 10^4 .

Для измерителей бесплатформенных систем неизменными условиями являются:

обеспечение стабильности ухода того же порядка, что и для гироскопов стабилизированной платформы;

максимально точное измерение угловой скорости во всем диапазоне ее изменения.

Для типичного гироскопа БИНС аэрокосмического применения со случайной составляющей скорости ухода в запуске $0,01^\circ/\text{ч}$ и диапазоном измерения $30^\circ/\text{с}$ динамический диапазон измерения составляет 10^7 , т.е. на три порядка больше, чем для гироскопа гиросtabilизированной платформы.

Требования к погрешности масштабного коэффициента измерителя угловой скорости БИНС определяются соотношением:

$$\varepsilon_{\omega} = \frac{\omega_{\varepsilon}}{\omega_i 3600},$$

где ω_{ε} — допустимая ошибка измерения, $^\circ/\text{ч}$;
 ω_i — измеряемая угловая скорость, $^\circ/\text{с}$.

К примеру, при допустимой ошибке измерения $0,01^\circ/\text{ч}$ угловой скорости $1^\circ/\text{с}$ погрешность масштабного коэффициента на интервале измерения не должна превышать $0,3 \cdot 10^{-5}$.

Предстартовая калибровка измерителей БИНС чрезвычайно затруднена, так как требует точного априорного знания ориентации их осей чувствительности относительно векторов угловой скорости вращения Земли и ускорения свободного падения. Это обстоятельство заставляет устанавливать более жесткие требования к нестабильности параметров измерителей, позволяющие отказаться от калибровки.

Увеличение надежности инерциальных измерителей БИНС достигается резервированием на уровне измерительных каналов, что намного эффективнее резервирования на уровне стабилизированных платформ в ИНС платформенного типа.

Минимальное число исправных каналов измерения угловой скорости (линейного ускорения), обеспечивающее работоспособность системы, должно быть по меньшей мере 3. Число избыточных каналов определяет адаптивность системы к такому же числу отказов инерциальных измерителей. Оси чувствительности измерительных каналов должны образовывать пространственную конфигурацию (к примеру, перпендикулярно граням додекаэдра, по образующей конуса либо иную), оптимальную для конкретного типа ЛА, при этом для обеспечения максимального числа измерительных базисов не должно быть коллинеарных осей.

Аналитическая диагностика в избыточной измерительной системе позволяет обеспечить необходимую отказоустойчивость не только при явных и легко идентифицируемых отказах (отсутствие сигнала, превышение диапазона), но и при параметрических отказах, когда увеличиваются погрешности отдельных измерительных каналов. Степень согласованности показаний любых четырех измерительных каналов оценивается из минимизации суммы показаний датчиков с определенными весовыми коэффициентами, обусловленными пространственной конфигурацией. Показания избыточного числа датчиков компонуется по четверкам и оцениваются на совместимость, а полученные амплитуды рассогласования сортируются в порядке возрастания и сравниваются с пороговыми значениями, в результате чего делается вывод о наличии в системе параметрического от-

каза и при необходимости заменяется группа датчиков, участвующих в управлении.

Из разнообразия гиросприборов, приведенных на рис. 4.4.27, лишь немногие удовлетворяют требованиям БИНС аэрокосмического назначения. В частности, механические роторные гироскопы, ранее разработанные для использования в гиросtabilизированных платформах, позволяют получить прецизионный цифровой выходной сигнал в широком диапазоне измерения, если имеются принципиальные и технические возможности реализации высокоточного контура обратной связи к моменту, пропорциональному измеряемой угловой скорости.

Из принципиально пригодных для БИНС измерителей наилучшие точностные показатели имеют:

- 1) одноосные измерители угловой скорости: двухстепенные поплавковые интегрирующие гироскопы с обратной связью по моменту; волоконно-оптические и лазерные гироскопы;
- 2) двухосные измерители угловой скорости: трехстепенные поплавковые гироскопы с обратными связями по моментам; динамически настраиваемые гироскопы с обратными связями по моментам;
- 3) одноосные измерители интеграла угловой скорости: волновые твердотельные гироскопы с параметрическим возбуждением; одноосные гиросtabilизаторы.
- 4) пространственные измерители интегралов проекций вектора угловой скорости: гироскопы с неконтактным подвесом сферического ротора.

Перспективы практического применения в аэрокосмических БИНС одноосных гиросtabilизаторов и трехстепенных поплавковых гироскопов с обратной связью по моменту существенно ограничены свойственными им принципиальными *недостатками*.

Критерии оценки точности гироскопа (либо гироскопического устройства) определяются его типом. В частности, погрешности трехстепенных астатических гироскопов и гиросtabilизаторов принято оценивать скоростью ухода (дрейфа) измерительных осей от заданного направления; погрешности двухстепенных измерителей угловой скорости — смещением относительно статически устойчивого положения и отклонением масштабного коэффициента выходного сигнала от установленного; погрешно-

сти гиросtabilизаторов линейного ускорения — отклонением масштабного коэффициента.

Абсолютное большинство погрешностей — инструментальные, причиной появления которых является отличие от идеальных характеристик узлов, элементов, материалов, электронных компонентов и др., примененных в гироскопическом устройстве. Такие погрешности возникают при изменении температуры, давления и влажности окружающей среды, воздействии электромагнитных и электростатических полей, радиации, снижении вакуума либо деградации газовой среды в рабочей полости гироскопа, наличии сухого трения, инерционности и конечной жесткости элементов подвеса, тяжении датчиков угла, момента и токоподводов, при механических нагружениях и после них и воздействии целого ряда других факторов.

Для обеспечения приемлемого уровня инструментальных погрешностей кроме принятия мер конструктивного и технологического характера прецизионные гиросприборы оснащаются многоуровневыми системами термостатирования, поддержания вакуума, экранирования, амортизации и др.

Характерной для большинства механических гироскопов является погрешность, обусловленная дебалансом гироскопа. Вне зависимости от причин возникновения, дебаланс приводит к несовпадению ЦМ и центра подвеса гироскопа, что делает его восприимчивым к линейным ускорениям, чувствительность к которым характеризуется величиной скорости ухода (смещения нуля) на единицу ускорения либо перегрузки.

Изменение строго фиксированной разбалансировки гироскопа гиросtabilизатора линейных ускорений изменяет его масштабный коэффициент.

Дрейф (смещение нуля), не зависящий и зависящий от линейного ускорения, а также масштабный коэффициент выходного сигнала характеризуется следующими составляющими: систематическая составляющая (математическое ожидание) от запуска к запуску, паспортизуется;

случайная составляющая от запуска к запуску (предельное отклонение от паспортного значения);

случайная составляющая в запуске (предельное отклонение от среднего значения в конкретном запуске).

Для ИНС платформенного типа имеется принципиальная возможность автономного

обеспечения наблюдаемости в запуске обеих компонент дрейфа методом двойного гироскомпасирования. Это служит основанием принимать за уровень точности таких ИНС величину случайной составляющей скорости дрейфа, не зависящего от линейного ускорения, в запуске.

В БИНС проведение двойного гироскомпасирования невозможно.

Для авиационных БИНС существует возможность использования оптических (или иных неавтономных) методов для передачи информации о положении в азимуте, что решает задачу наблюдаемости компонент смещения нуля гироскопов в запуске.

В космических БИНС, работающих на участках с большими линейными ускорениями (выведение и, после длительного пребывания в космосе, спуск с орбиты) наиболее перспективно использование гироскопов, не чувствительных к линейному ускорению (волоконно-оптических, лазерных и волновых твердотельных), и минимальной случайной составляющей смещения нуля от запуска к запуску.

Как вариант, возможна предварительная калибровка гироскопов таких БИНС на технической позиции непосредственно перед установ-

кой на готовящийся к старту объект. Проведение таких калибровок имеет смысл для гироскопов, у которых величины вариаций от запуска к запуску значительно уменьшаются при сокращении интервала времени между запусками.

Отказ от использования двух- и трехступенных механических гироскопов в БИНС высокоманевренных аэрокосмических аппаратов позволяет избежать методической погрешности, порождаемой пространственными угловыми колебаниями основания. Этот эффект называется ошибкой конических движений, или кинематическим уходом. Скорость ухода (смещение нуля) зависит от взаимной корреляции движений вокруг разных осей, он проявляется даже в том случае, когда гироскоп полностью сбалансирован и усредненные углы рассогласования в подвесе равны нулю. Если гироскоп установлен на стабилизированной платформе, она изолирует его от угловых колебаний основания, что сводит кинематический уход гироскопа к величине, менее существенной, чем другие его погрешности, обусловленные, например, постоянными моментами, моментами от дебаланса и моментами от податливости подвеса. Однако гироскопы, ус-

4.4.4. Области применения гироскопов

Характеристики	Уровень точности, °/ч				
	Лучше 10^{-3}	$10^{-3} \dots 10^{-2}$	$10^{-2} \dots 10^{-1}$	$10^{-1} \dots 1,0$	$1,0 \dots 10^2$
Тип прибора	Электростатический Со сферическим газодинамическим подвесом Поплавковый	Со сферическим газодинамическим подвесом Поплавковый Лазерный Волновой твердотельный	Динамически настраиваемый Упрощенный поплавковый Лазерный Волновой твердотельный Волоконно-оптический	Упрощенные: Поплавковый Динамически-настраиваемый Лазерный Волоконно-оптический Вибрационный	Упрощенный динамически настраиваемый Пневматический с газовым приводом Вибрационный
Тип гироскопической системы	Сложные резервированные ИНС платформенного типа, перспективные БИНС	Платформенные и бесплатформенные ИНС	Преимущественно БИНС	Упрощенные БИНС	Автономные гироблоки
Требуемый срок наработки на отказ, ч	$3 \cdot 10^5 \dots 10^5$	$10^5 \dots 5 \cdot 10^4$	$5 \cdot 10^4 \dots 10^4$	—	—

тановленные непосредственно на объекте, не изолированы от его движений, и в этом случае кинематический уход может стать источником значительных ошибок.

Уровень точности БИНС в зависимости от варианта использования может оцениваться в диапазоне от величины случайной составляющей смещения нуля в запуске до ее значения от запуска к запуску.

Области применения гироскопов и гироскопических систем различного типа представлены в табл. 4.4.4. Точности в конкретных режимах управления объектом определяются на базе полных моделей ошибок используемых гироскопов.

Гироскопы с двумя степенями свободы

Классический двухстепенной гироскоп имеет подвес, состоящий из одной наружной рамки, что обеспечивает свободу собственного вращения ротора и поворот оси его вращения вместе с рамкой вокруг оси вращения рамки (рис. 4.4.28). Ось собственного вращения ротора, выходная ось и ось чувствительности в неотклоненном положении рамки ($\beta = 0$) взаимно ортогональны.

При вращении основания с угловой скоростью $\vec{\omega}$ гироскопический момент $M_T = H\omega \sin(\vec{H}, \vec{\omega})$ стремится совместить вектор кинетического момента \vec{H} с вектором угловой скорости $\vec{\omega}$, что вызывает вращение гироскопа вокруг выходной оси y .

На рамке подвеса монтируются подвижные элементы датчиков угла и момента.

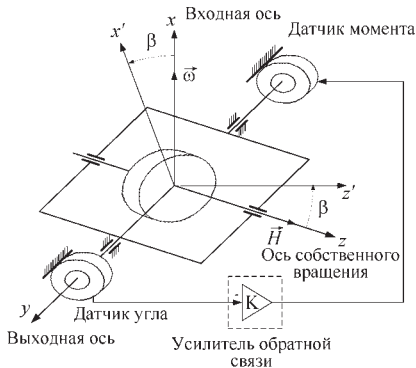


Рис. 4.4.28. Гироскоп с двумя степенями свободы: \vec{H} — кинетический момент; $\vec{\omega}$ — угловая скорость

Гироскоп может быть использован либо в качестве интегратора угловой скорости (интегрирующий гироскоп), либо в качестве ее измерителя (датчик угловой скорости).

В первом случае датчик момента выполняет вспомогательные функции и в процессе измерения не участвует; во втором — усиленный сигнал датчика угла поступает в датчик момента, в результате чего гироскоп оказывается охваченным отрицательной обратной связью по моменту. Мерой измеряемой угловой скорости служит ток, протекающий через обмотки датчика момента в положении равновесия гироскопического момента и момента обратной связи.

В подавляющем большинстве случаев двухстепенные гироскопы выполняются поплавковыми. Для интегрирующего гироскопа поплавок подвес принципиально необходим для реализации требуемого коэффициента жидкостного демпфирования. В обоих случаях использования гидростатическая разгрузка опор подвеса способствует существенному повышению точности и эксплуатационных характеристик гироскопа.

Интегрирующие гироскопы применяются в качестве чувствительных элементов гиростабилизаторов и гиролатформ. Как самостоятельные приборы они практически не используются.

Датчики угловой скорости нашли широкое применение в системах угловой стабилизации, где информация об угловых движениях основания относительно ЦМ формируется отдельными измерителями. Сигнал по угловой скорости необходим в этом случае лишь для обеспечения требуемого качества переходного процесса в системе, и к точности датчиков угловой скорости высокие требования не предъявляются.

Измерители угловой скорости на базе поплавковых интегрирующих гироскопов с обратной связью по моменту находят применение в БИНС.

При проектировании измерителей угловой скорости для БИНС учитывается более широкий спектр возмущающих воздействий, от которых интегрирующий гироскоп изолирован гиролатформой, а в традиционных датчиках угловой скорости не является существенным.

Интегрирующий гироскоп

Уравнение равновесия моментов относительно выходной оси с наиболее весомыми членами в правой части имеет вид:

$$J_0\ddot{\beta} + h\dot{\beta} = H\omega_x \cos\beta - H\omega_z \sin\beta + m_x a_z - m_z a_x - J_0\dot{\omega}_y + M^*, \quad (4.4.90)$$

где M^* — вредный момент, не зависящий от движений основания; J_0 — момент инерции поплавка относительно оси y ; h — коэффициент демпфирования; H — кинетический момент; m_x — дисбаланс вдоль входной оси; a_x — линейное ускорение; ω_y — угловая скорость.

Полагая $\omega_z, a_z, a_x, \dot{\omega}_y = 0$, а угол β — малой величиной, уравнение (4.4.90) в первом приближении можно записать в виде:

$$J_0\ddot{\beta} + h\dot{\beta} = H\dot{\psi},$$

где $\dot{\psi} = \omega_x$.

Решение этого уравнения при $\beta(0) = \dot{\beta}(0) = \dot{\psi}(0) = 0$:

$$\beta = \frac{H}{h}\psi - \frac{H}{h} \int_0^t \dot{\psi}(\tau) e^{-\frac{t-\tau}{T_f}} d\tau, \quad (4.4.91)$$

где $J_0/h = T_f$ — постоянная времени полавка.

Первый член в выражении (4.4.91) характеризует интегрирующие свойства гироскопа, второй — динамическую ошибку интегрирования. Для ее снижения следует уменьшать момент инерции полавка относительно выходной оси и увеличивать коэффициент демпфирования.

Коэффициент H/h — передаточный коэффициент интегрирующего гироскопа.

Постоянство передаточного коэффициента обеспечивается термостатированием прибора и стабилизацией частоты напряжения, питающего синхронный гиромотор.

Интегрирующий гироскоп описывается передаточной функцией запаздывающего интегратора:

$$W(s) = \frac{\beta(s)}{\omega_x(s)} = \frac{H}{h} \frac{1}{(T_f s + 1)}.$$

Методическая погрешность интегрирующего гироскопа — кинематический уход, возникает в случае, когда угловые скорости ω_x и ω_z являются гармоническими функциями времени. Уход максимален при равенстве частот колебаний и сдвиге фаз между ними 90° .

Уравнение равновесия моментов:

$$J_0\ddot{\beta} + h\dot{\beta} = H\theta_x v_v \cos(v_v t) - H\theta_z v_v \beta \sin(v_v t).$$

Движение полавка при таких воздействиях складывается из колебаний с частотами

v_v и $2v_v$ и постоянной составляющей скорости ухода $\dot{\beta}_k$, равной:

$$\dot{\beta}_k = \left(\frac{H}{h}\right)^2 \frac{\theta_x \theta_z}{2} v_v,$$

которая и является кинематическим уходом.

Моменты $m_x a_z$ и $m_z a_x$, характеризующие чувствительность гироскопа к линейным ускорениям, обусловлены разбалансировками полавка вдоль входной оси и оси собственного вращения. Степень разбалансировки гироскопа, установленного в платформу, в процессе эксплуатации может периодически уточняться. Фактические (либо паспортные) значения разбалансировок компенсируются с использованием сигналов акселерометров.

Составляющая $J_0\dot{\omega}_y$ в уравнении равновесия моментов (4.4.92) накапливающаяся со временем ошибки в угле поворота β не вызывает.

Наиболее точные интегрирующие гироскопы имеют не зависящую от линейного ускорения случайную составляющую скорости ухода в запуске на уровне 10^{-3} °/ч.

Датчик (измеритель) угловой скорости

Датчик угловой скорости с достаточной точностью описывается следующим уравнением равновесия моментов относительно выходной оси:

$$J_0\ddot{\beta} + h\dot{\beta} + c\beta = H\omega_x \cos\beta - H\omega_z \sin\beta + M^*, \quad (4.4.92)$$

где $c = k_s k_i k_e k_f$ — коэффициент передачи контура обратной связи по моменту; k_s — масштабный коэффициент датчика угла; k_f — масштабный коэффициент датчика момента; k_e — коэффициент усиления усилителя-демодулятора; k_i — коэффициент передачи «выходное напряжение усилителя — ток датчика момента», $k_i = \frac{1}{(R_c + r_{лм})}$; $(R_c + r_{лм})$ — суммарная нагрузка усилителя.

В первом приближении (полагая ω_z, M^* равными нулю, а β — малой величиной):

$$J_0\ddot{\beta} + h\dot{\beta} + c\beta = H\omega_x.$$

В установившемся режиме:

$$\text{отклонение полавка } \beta_{\text{уст}} = \frac{H}{c} \omega_x;$$

$$\text{ток обратной связи } i_{\text{ос}} = \frac{H}{k_{\text{иг}}} \omega_x.$$

Статические погрешности измерения определяются следующими составляющими:

- непостоянством кинетического момента;
- нестабильностью и нелинейностью датчика момента;
- влиянием составляющей ω_z .

Способы минимизации этих погрешностей достаточно очевидны.

Динамические характеристики датчика угловой скорости в полосе пропускания контура обратной связи определяются передаточной функцией колебательного звена:

$$W(s) = \frac{\beta(s)}{\omega(s)} = \frac{k\omega_0^2}{s^2 + 2\xi\omega_0 s + \omega_0^2},$$

где $k = H/c$; $\omega_0 = \sqrt{c/J_0}$ — собственная частота; $\xi = h/(2\sqrt{J_0 c})$ — коэффициент затухания.

Собственная частота ω_0 должна значительно превышать максимальное значение частоты изменения измеряемой угловой скорости ω_x , а коэффициент затухания должен находиться в пределах 0,5...0,8.

При анализе точности измерителя угловой скорости для БИНС необходимо учитывать в качестве входных воздействий шесть составляющих векторов угловой скорости ω и линейного ускорения a :

$$\omega = \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix}; \quad a = \begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix}.$$

Каждая составляющая складывается из постоянного, синусоидального и переменного во времени членов:

$$\omega_i = \omega_{ic} + \theta_i \nu_{iN} \cos(\nu_{iN} t + \alpha_i) + \omega_i(t);$$

$$a_i = a_{ic} + A_i \nu_{iЛ}^2 \cos(\nu_{iЛ} t + \phi_i) + a_i(t),$$

где $i = x, y, z$; θ_i, ν_{iN} — амплитуда и частота угловых колебаний; $A_i, \nu_{iЛ}$ — амплитуда и частота линейных колебаний; a_{ic} — постоянная составляющая линейного ускорения; α, ϕ — фазовый сдвиг.

Уравнение равновесия моментов с учетом наиболее весомых членов, содержащих входные воздействия, при условии, что коэффициент усиления контура обратной связи достаточно велик, имеет вид:

$$J_0 \ddot{\beta} + h \dot{\beta} + c\beta = H\omega_x - H\beta\omega_z + m_x a_z - m_z a_x - (J_x - J_z)\omega_x\omega_z - 2k_a a_x a_z - J_0 \dot{\omega}_y.$$

Первый член в правой части уравнения пропорционален текущему значению входной угловой скорости ω_x . Остальные члены уравнения характеризуют погрешность гироскопа. Скорость ухода, обусловленного движением основания, определяется выражением:

$$\omega_\varepsilon = -\frac{m_z a_x}{H} + \frac{m_x a_z}{H} - \frac{H}{c} \omega_x \omega_z - \frac{J_x - J_z}{H} \omega_x \omega_z - \frac{2k_a}{H} a_x a_z - \frac{J_0}{H} \dot{\omega}_y. \quad (4.4.93)$$

Формула (4.4.93) справедлива для аналогового контура обратной связи либо тождественного импульсного контура, например, с широко-импульсной модуляцией тока обратной связи, где глубина модуляции является линейной функцией рассогласования. Для импульсного контура обратной связи с нелинейными звеньями значение коэффициента усиления контура определяется видом нелинейности.

В ней учтены наиболее существенные источники ошибок:

- несбалансированность масс;
- перекрестные связи, или кинематический уход;
- неравенство моментов инерции поплавок относительно входной оси и оси собственного вращения;
- неравножесткость;

наличие углового движения корпуса вокруг выходной оси.

Комплексная оценка точности гироскопа может быть получена путем математического моделирования в конкретных режимах управления объектом.

Контур обратной связи измерителя выполняется аналоговым либо импульсным (дискретным).

Аналоговый контур требует отдельного преобразователя тока обратной связи в дискретный выходной сигнал. В подавляющем большинстве случаев используются преобразователи интегрирующего типа, в которых интеграл протекающего через датчик момента тока уравнивается квантованными по амплитуде и длительности импульсами¹.

¹ Преобразователи поразрядного уравнивания вносят в дискретный выходной сигнал статизм по измеряемой угловой скорости, определяемый ценой единицы младшего разряда преобразования.

В измерителе с импульсным контуром квантуется непосредственно ток обратной связи.

Импульсный контур может содержать двух- или трехпозиционное релейное звено либо квазилинейный широтно-импульсный модулятор (рис. 4.4.29).

Типичная реализация электронной части дискретного контура обратной связи представлена на рис. 4.4.30.

Коэффициент передачи и динамические характеристики аналогового контура обратной связи измерителя БИНС определяются приведенными зависимостями для датчика угловой скорости исходя из допустимых угловых отклонений гирокамеры и требуемого качества регулирования.

Для анализа дискретных контуров обратной связи широко распространен метод гармонической линеаризации, согласно которому предполагается, что в контуре обратной связи происходит фильтрация высоких частот и отфильтрованная прямоугольная волна воспроизводится в виде полупериода синусоиды. Это

позволяет характеризовать нелинейное звено коэффициентом гармонической линеаризации, т.е. зависящим от амплитуды входного сигнала коэффициентом усиления $q(A)$, где A — амплитуда первой кратности Фурье-разложения нелинейного сигнала.

В предположении, что релейные звенья контура обратной связи безинерционные и погрешность квантования по времени пренебрежимо мала:

для двухпозиционного релейного звена

$$q(A) = \frac{4i_m}{\pi A} \text{ для всех } A;$$

для трехпозиционного релейного звена

$$q(A) = \frac{4i_m}{\pi A} \sqrt{1 - \left(\frac{\delta}{A}\right)^2} \text{ для } A \geq \delta;$$

$$q(A) = 0 \text{ для } A < \delta.$$

Условие существования автоколебаний в контуре с двухпозиционным реле:

$$q(A)W(j\omega_a) = -1,$$

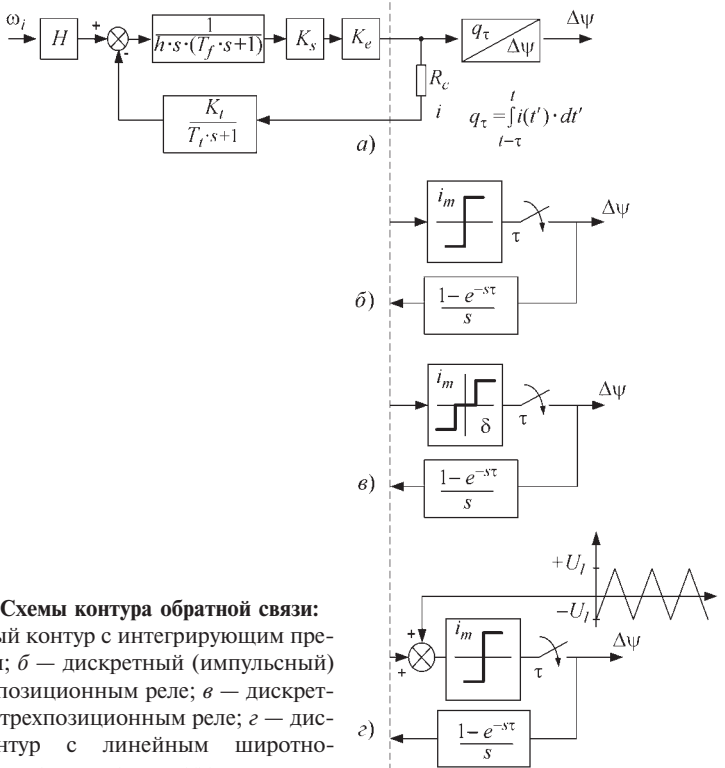


Рис. 4.4.29. Схемы контура обратной связи:
 а — аналоговый контур с интегрирующим преобразователем; б — дискретный (импульсный) контур с двухпозиционным реле; в — дискретный контур с трехпозиционным реле; г — дискретный контур с линейным широтно-импульсным модулятором



Рис. 4.4.30. Схема электронной части дискретного контура обратной связи

где $W(j\omega_a)$ — передаточная функция линейных звеньев разомкнутого контура обратной связи при наличии автоколебаний с частотой ω_a . Из чего следует:

частота автоколебаний, $1/c$,

$$\omega_a = \sqrt{\frac{1}{T_f T_t}};$$

амплитуда автоколебаний, В,

$$A = \frac{4i_m \tilde{n}_u k_t}{\pi h} \frac{T_f T_t}{T_f + T_t}.$$

При медленном, в сравнении с периодом автоколебаний, изменении измеряемой угловой скорости собственная частота контура обратной связи ω_0 и коэффициент затухания определяются выражениями:

$$\omega_0 = \frac{1}{T_f} \sqrt{\frac{T_f + T_t}{2T_t}};$$

$$\xi = \sqrt{\frac{T_t}{2(T_f + T_t)}},$$

т.е. ни ω_0 , ни ξ не зависят от коэффициентов передачи звеньев контура и от i_m .

Использование в контуре обратной связи трехпозиционного релейного звена целесообразно при выполнении условия отсутствия автоколебаний. Коэффициент гармонической линейаризации для нелинейности типа трехпозиционного реле имеет максимум как функция аргумента A :

$$q(A)_{\max} = \frac{2i_m}{\pi\delta} \text{ при } A = \delta\sqrt{2}.$$

Таким образом, при соблюдении условия:

$$\frac{2i_m}{2\pi\delta} \frac{c_u k_t}{h} \frac{T_f T_t}{T_f + T_t} < 1$$

автоколебания отсутствуют.

Влияние параметров звеньев контура обратной связи с трехпозиционным релейным звеном на динамические свойства измерителя можно достаточно точно описать, также используя методы гармонической линейаризации с учетом нелинейности $q(A)$, порожденной трехпозиционным реле.

При постоянной ω , в датчик момента поступают однополярные импульсы тока, среднее значение которого пропорционально измеряемой угловой скорости, а тепловыделение зависит от него квадратично.

Широтно-импульсный модулятор на основе релейного звена, линеаризуемого пилообразным сигналом $U(t)$, эквивалентен линейному звену с коэффициентом передачи i_m/U_i , и по динамическим свойствам контур обратной связи с таким модулятором эквивалентен аналоговому. При этом тепловыделение в датчике момента практически не зависит от измеряемой угловой скорости.

Токовые посылки в датчик момента в дискретных контурах обратной связи квантуются по длительности импульсами тактовой частоты, таким образом, каждому квантующему импульсу ставится в соответствие приращение угла поворота относительно входной оси на фиксированную величину, которая является масштабным коэффициентом измерителя угловой скорости по дискретному выходному сигналу.

При этом частота квантования должна быть много выше частоты автоколебаний либо вынужденных колебаний в контуре, во избежание динамических ошибок квантования по времени.

В дискретном контуре обратной связи с широтно-импульсным линейным модулятором сочетаются преимущества аналогового (малые угловые возмущения, вносимые на поплавок, широкие возможности динамической коррекции, включая возможность введения астатического регулирования по углу отклонения поплавка) и релейных (независимость тепловыделения от измеряемой угловой скорости, фиксированные рабочие точки (i_m^+ , i_m^-) датчика момента, простота изменения масштабного коэффициента дискретного выходного сигнала в широких пределах). Учитывая, что через датчик момента постоянно протекает ток, соответствующий максимальной измеряемой угловой скорости, такой контур обратной связи наиболее приемлем для прецизионных измерителей с небольшим диапазоном измерения (т.е. малым потреблением мощности по цепи датчика момента). Например, в БИНС КА с высокими требованиями к точности угловой стабилизации и наведения.

Погрешности масштабного коэффициента измерителя определяются нестабильностями кинетического момента гироскопа и тактовой частоты (опорного кварцевого генератора), а также погрешностями формирования импульсов момента обратной связи (датчика момента, источника опорного напряжения и стабилизатора тока импульса).

Погрешности пропорциональности, возникающие в процессе хранения и эксплуатации измерителя (к примеру, вследствие старения магнита магнитоэлектрического датчика момента, монотонного изменения во времени уровня эталонного опорного напряжения и т.п.) сравнительно легко устранимы периодическим масштабированием прибора в процессе регламентных перепроверок либо, при необходимости, в полете.

Появление в звеньях контура обратной связи собственного смещения нуля может привести к асимметричности характеристики «ток-момент» датчика момента в отношении моментов, формируемых токами разных знаков.

Эта нелинейность, которая может быть аппроксимирована кусочно-линейной с изломом в начале координат характеристикой:

$$M = k_i^+ i \quad \text{при } i > 0;$$

$$M = k_i^- i \quad \text{при } i < 0;$$

$$k_i^+ \neq k_i^-.$$

Если измеряемая угловая скорость изменяется по гармоническому закону с частотой ν_N , находящейся в полосе пропускания контура обратной связи, то на выходе измерителя, выполненного по схемам рис. 4.4.29, а, з, появится сигнал, содержащий ненулевую постоянную составляющую (скорость дрейфа, вызванную асимметрией характеристики датчика момента):

$$\omega_\varepsilon = -\frac{2}{\pi} \frac{k_i^+ - k_i^-}{k_i^+ + k_i^-} \theta_i \nu_N.$$

В первом приближении $k_i^+ = k_i(1 + \varepsilon_{ig})$ и $k_i^- = k_i(1 - \varepsilon_{ig})$, и в этом случае:

$$\omega_\varepsilon = -\frac{2\varepsilon_{ig}}{\pi} \theta_i \nu_N.$$

Конструктивно двухступенные поплавковые гироскопы выполняются по установившейся схеме: внутри герметичного поплавка (гироскопа) цилиндрической формы монтируется синхронно-гистерезисный гироскоп обратного типа. В зависимости от назначения гироскопа скорость вращения ротора выбирается в пределах $(7,5 \dots 15) \cdot 10^3$ об/мин. Гироскоп выполняет функции рамки подвеса.

Опорами ротора служат прецизионные радиально-упорные шарикоподшипники с фиксированным осевым натягом либо, для

приборов более высокого класса точности, — газодинамические полусферические опоры. Для отвода тепла, выделяемого гиromотором, и обеспечения работоспособности газодинамических опор гирокамера заполняется преимущественно водородом до давления, близкого к атмосферному.

В качестве опор гирокамеры используются торсионные растяжки различной конструктивной формы, шарикоподшипники, либо цапфы из стали (композиционных материалов) с подшипником и осевым подпятником из камня (агат, рубин, корунд). В прецизионных приборах сочетают цапфенные опоры с электромагнитным аксиальным и радиальным центрированием поплавка (активного и пассивного типов).

Наиболее распространенными датчиками угла поворота поплавка являются индукционные датчики и микросины; датчики момента — электромагнитные и магнитоэлектрические. Электромагнитные датчики момента конструктивно проще и развивают больший удельный момент, но имеют квадратичного вида зависимость момент—ток. Поэтому калибровка гироскопа с таким датчиком момента может быть проведена только при подаче в его обмотки импульсов тока фиксированной амплитуды. Кроме того, такие датчики могут стать источником ошибок, обусловленных остаточным намагничиванием.

Датчик момента магнитоэлектрического типа имеет линейную зависимость момент—ток и свободен от упомянутых ошибок. Однако ему свойственны погрешности из-за нестабильности масштабного коэффициента вследствие изменения свойств постоянного магнита.

Зазор между поплавком и корпусом прибора, а также все свободное пространство внутри корпуса заполняется жидкостью с большой плотностью. Указанная система образует жидкостный (поплавковый) подвес. Жидкость в зазоре между цилиндрическими поверхностями поплавка и корпуса прибора обеспечивает требуемое демпфирование. Жидкостный подвес частично предохраняет опоры гирокамеры от воздействия ударов, вибраций и др.

Нейтральная плавучесть гиросузла обеспечивается лишь при строго определенной рабочей температуре. Для ее поддержания гироскопы высокой точности оснащаются автономной системой термостатирования, при этом рабо-

чая температура гироскопа выбирается больше максимальной температуры в отсеке. Обычно это 60 °С, в отдельных случаях — до 100 °С.

Точное поддержание рабочей температуры необходимо не только для обеспечения постоянства плотности и вязкости жидкости, но также постоянства положения центра тяжести поплавкового гиросузла, центра давления жидкости относительно оси вращения гиросузла (гирокамеры) и стабильности геометрических размеров узлов гироскопа, влияющих на случайные составляющие скорости дрейфа (смещения нуля). В прецизионных интегрирующих гироскопах и измерителях для БИНС рабочая температура поддерживается с точностью в сотые доли градуса.

Важным элементом, влияющим на точность гироскопа, являются токопередающие устройства с корпуса прибора на поплавков. Поскольку предельные угловые скорости отклонения гиросузла не выходят за пределы $\pm 1^\circ$, используются токоподводы в виде гибких проводников. Такие токоподводы создают момент сопротивления, пропорциональный углу отклонения. Остаточный момент сопротивления токоподводов после возвращения гиросузла в исходное положение является одной из причин появления соответствующей случайной составляющей скорости дрейфа (смещения нуля).

Токоподводы обычно изготавливаются из фольги толщиной 0,005...0,02 мм в виде плоских лент шириной 0,5...1,0 мм, которые затем гофрируют. Материал фольги — медь, серебро, золото в оттоженном состоянии. Защита гироскопов от внешних магнитных полей является обязательной и выполняется из магнитомягких омедненных материалов. В ряде конструкций предусматривается внутренняя экранировка датчика угла от полей рассеяния гиromотора.

Для измерителей угловой скорости БИНС ограничивающим сферу применения фактором является нестабильность балансировок гиросузла от запуска к запуску.

В условиях отсутствия линейных ускорений и угловой скорости вращения основания до 1 °/с такие измерители имеют практически ту же точность, что и интегрирующие гироскопы, используемые в гиросузлах, т.е. на уровне 10^{-3} °/ч.

В сравнении с измерителями угловой скорости других типов, измерители на базе двухстепенного интегрирующего гироскопа имеют несомненные преимущества:

цена единичного импульса выходной информации (масштабный коэффициент) формируется электронными средствами, не имеет существенных принципиальных ограничений физического либо конструктивного характера и может быть получена на уровне сотых долей угл. с/бит при нестабильности за 3 месяца (0,001...0,003) %;

шумовая составляющая выходного сигнала чрезвычайно мала и на неподвижном основании может составлять менее 0,1 угл. с при времени осреднения 0,1...10 с.

Изложенное позволяет считать перспективным использование измерителей угловой скорости на базе двухстепенных поплавковых интегрирующих гироскопов в БИНС космических телескопов, платформ точного наведения, геостационарных космических аппаратов и т.п.

Большую группу гироскопов с двумя степенями свободы, служащих для измерения абсолютной угловой скорости, составляют **вибрационные гироскопы**.

Термином «вибрационный гироскоп» определяется устройство, в котором в результате переносного вращения возникает гироскопический момент, вызывающий колебания (отклонения) чувствительного элемента, которые являются мерой измеряемой угловой скорости¹. В отличие от датчиков угловой скорости на основе классического двухстепенного гироскопа, где при постоянстве величины измеряемой угловой скорости гироскопический момент также остается постоянным, в вибрационных гироскопах сам гироскопический момент, или его эффективная составляющая, меняется по гармоническому закону.

Многообразие всевозможных вибрационных гироскопов можно условно разделить на две большие группы по роду носителя кинетической энергии, применяемого в конкретном приборе:

роторные вибрационные гироскопы, в которых в качестве носителя кинетической энергии используется вращающийся твердый ротор или полый ротор, полностью, либо частично заполненный жидкостью;

гироскопы с вибрационным возбуждением (осцилляторные).

Роторные вибрационные гироскопы различаются конфигурацией вращающейся массы

и характером ее упругой связи с приводным валом.

К осцилляторным вибрационным гироскопам относятся такие гироскопы, у которых в качестве носителя кинетической энергии используются колеблющиеся массы на упругих элементах электромагнитного вибрационного возбуждения или колеблющаяся среда ультразвукового, магнитострикционного, пьезоэлектрического или акустического возбуждения. Эти гироскопы лишены взаимотрущихся деталей; трение здесь представляет собой в основном внутреннее трение материала или колеблющейся среды. Долговечность такого вибрационного гироскопа значительно выше.

Практически все типы *вибрационных* гироскопов представляют собой механические (акустические) колебательные системы высокой добротности, и их чувствительность к измеряемой угловой скорости максимальна в резонансных режимах работы (соответствующим подбором частоты вращения в роторных гироскопах либо частоты возбуждения — в осцилляторных). На некоторых конструкциях роторных вибрационных гироскопов был достигнут порог чувствительности — сотые доли градуса в час при стабильности смещения нуля в запуске того же порядка. При малейшем нарушении резонансной настройки прибора погрешности измерения увеличиваются.

Вибрационный гироскоп в режиме резонансных колебаний целесообразно использовать только в качестве чувствительного элемента гироскопических стабилизаторов. В этом случае необходима высокая чувствительность прибора к угловой скорости вращения платформы, а нестабильность крутизны и диапазон измерения не имеют существенного значения. Гироскоп, работающий в дорезонансной зоне частот, может широко использоваться в качестве датчика угловой скорости удовлетворительного класса точности.

Большинство вибрационных гироскопов обладает такими преимуществами, как дешевизна изготовления, возможность миниатюризации, совмещения функций двух датчиков угловой скорости в одном приборе, высокая надежность, большой срок службы, механическая прочность.

¹ В волновом твердотельном гироскопе используется физический принцип, ранее не применявшийся для получения инерциальной информации.

Трехстепенной гироскоп в кардановом подвесе

Существуют две разновидности конструктивного выполнения карданова подвеса с шарнирными опорами кардановых колец: внешний и внутренний карданов подвес (рис. 4.4.31). Внутренний вращающийся карданов подвес применяется достаточно редко, в некоторых специальных типах гироскопических устройств.

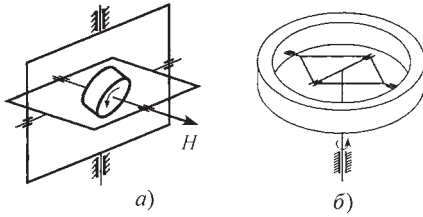


Рис 4.4.31. Карданов подвес гироскопа:
1 — внешний; 2 — внутренний

Свойства свободного гироскопа с внешним кардановым подвесом и шарнирными опорами кардановых колец (рамок):

1. Главная ось (ось симметрии гироскопа, ось вращения ротора) стремится устойчиво сохранять неизменным первоначальное направление в инерциальном пространстве при произвольных вращательных движениях основания.

2. При действии на главную ось (или карданово кольцо) внешней силы \vec{F} , стремящейся привести ось в движение (т.е. создающей вращающий момент относительно центра подвеса), главная ось гироскопа будет двигаться в направлении, перпендикулярном направлению приложенной силы (рис. 4.4.32, а). Согласно теореме Резаля, конец вектора собственного кинетического момента \vec{H} (точка А) приобретает линейную скорость \vec{V} , равную и параллельную вектору момента внешней силы M_B , и движение с угловой скоростью $\vec{\omega}$, на-

правленной вдоль оси OZ . Это движение называется прецессионным и описывается уравнением:

$$\vec{\omega} \times \vec{H} = \vec{M}_B.$$

Прецессионное движение совершается в таком направлении, чтобы вектор кинетического момента \vec{H} совпал кратчайшим путем с вектором \vec{M}_B момента внешних сил. Угловая скорость прецессии обратно пропорциональна величине кинетического момента гироскопа.

При прецессионном движении гироскопа угловая скорость $\vec{\omega}$ ортогональна моменту внешней силы M_B , что возможно лишь в случае, если со стороны гироскопа возникает реакция, уравновешивающая момент внешних сил, т.е. момент \vec{G} , равный по величине и противоположный по знаку M_B . Поскольку ротор гироскопа участвует в двух движениях: собственное вращение относительно оси OX и переносное относительно оси OZ , момент \vec{G} является результатом действия кориолисовых сил инерции и называется гироскопическим моментом:

$$\vec{G} = \vec{H} \times \vec{\omega},$$

а его величина

$$G = H\omega \sin(\vec{H}, \vec{\omega}).$$

При вращении главной оси гироскопа в пространстве с угловой скоростью $\vec{\omega}$ (рис. 4.4.32, б) гироскопический момент \vec{G} направлен так, чтобы совместить по кратчайшему пути вектор кинетического момента \vec{H} с вектором угловой скорости $\vec{\omega}$ поворота главной оси.

3. Под действием импульса силы (удара) главная ось гироскопа практически не изменяет первоначального направления, а лишь совершает относительно него быстрые затухающие колебания. Подобные колебания называются нутационными, а само явление — нутацией.

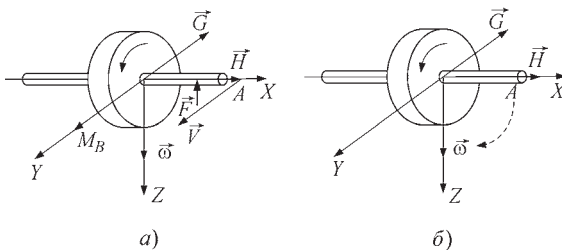


Рис. 4.4.32. Движение гироскопа

С достаточной для большинства практических случаев точностью движения гироскопа относительно центра подвеса описываются, так называемыми, техническими уравнениями (рис. 4.4.33):

$$\begin{aligned} J_B \ddot{\nu} + H \dot{\psi} \cos \nu &= M_B; \\ J_C \ddot{\psi} - H \dot{\nu} \cos \nu &= M_C. \end{aligned} \quad (4.4.94)$$

От полных уравнений они отличаются отсутствием членов высшего порядка малости, а также уравнения, описывающего движение ротора вокруг оси его собственного вращения:

$$J \ddot{\varphi} = M_D - M_S.$$

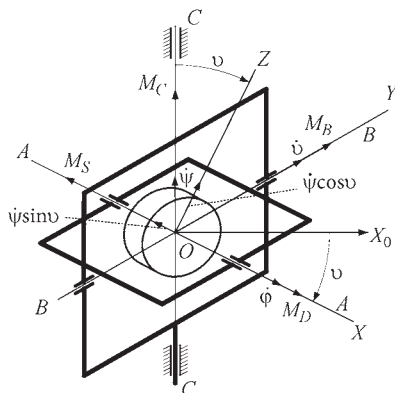


Рис. 4.4.33. Схема гироскопа:

$OXYZ$ — правый ортогональный трехгранник осей подвижной системы координат, связанный с гироскопом следующим образом: OX — направлена по главной оси гироскопа; OY — по внутренней оси подвеса; OZ — перпендикулярно плоскости OXY и, в общем случае, составляет угол ν с наружной осью CC подвеса; O — центр подвеса; ψ — угол поворота наружного кольца подвеса вокруг оси CC (параллельной одной из осей неподвижной системы координат, связанной с основанием); M_C — момент, передаваемый от корпуса прибора на наружное кольцо подвеса; M_B — момент, передаваемый от наружного кольца на внутреннее; J — момент инерции ротора относительно оси вращения; J_B — момент инерции гироскопа относительно оси BB ; J_C — момент инерции гироскопа относительно оси CC ; φ — угол поворота ротора вокруг главной оси AA ; $\dot{\varphi} = \Omega$; H — кинетический момент гироскопа, $\dot{H} = J\dot{\Omega}$; M_D, M_S — моменты вращения и сопротивления вращению ротора соответственно

Для случаев, когда угол ν остается малым, используются упрощенные уравнения:

$$\begin{aligned} J_B \ddot{\nu} + H \dot{\psi} &= M_B; \\ J_C \ddot{\psi} - H \dot{\nu} &= M_C. \end{aligned} \quad (4.4.95)$$

Действие на гироскоп мгновенного момента импульса сил

За бесконечно малое время действия момента импульса сил координаты любых точек системы остаются неизменными, а изменяются лишь скорости их движения. Если при $\nu(0) = 0$ и $\psi(0) = 0$ импульсом силы гироскопу сообщены угловые скорости $\dot{\nu}(0) = \omega_B^*$ и $\dot{\psi}(0) = \omega_C^*$, после чего $M_B = M_C = 0$, то из решения уравнения (4.4.97) следует, что вершина гироскопа совершает эллиптические (при $J_B = J_C$ и $\omega_B^* = \omega_C^*$ — круговые) движения с координатами:

$$\nu^* = -\frac{J_C}{H} \omega_C; \quad \psi^* = \frac{J_B}{H} \omega_B$$

относительно неподвижного центра, и собственной частотой:

$$\omega_H = \frac{H}{\sqrt{J_B J_C}},$$

которая является частотой нутационных колебаний.

Поскольку $H = J\Omega$, а J имеет тот же порядок, что J_B и J_C , то угловая частота движения вершины ω_H исчисляется сотнями и тысячами радиан в секунду. В реальных конструкциях нутационные колебания быстро затухают из-за наличия сил сопротивления движению и рассеивания энергии импульса.

Таким образом, свободный гироскоп устойчиво сохраняет положение главной оси в пространстве. Момент мгновенного импульса силы, который сообщает обычному твердому телу движение с постоянной скоростью, вызывает у гироскопа лишь затухающие нутационные колебания весьма малых амплитуд.

Движение гироскопа при постоянно действующем внешнем моменте

При $M_B = \text{const}$ и $M_C = \text{const}$ возникает основное, вынужденное движение вершины гироскопа с постоянной угловой скоростью, аргумент вектора которой равен аргументу вектора внешнего момента. Это движение, вызванное действием внешнего момента на гироскоп,

скоп, является прецессионным, или прецессией. На основное прецессионное движение накладываются высокочастотные нутационные колебания, характер которых и частота остаются теми же, что и при отсутствии внешнего момента, однако амплитуда зависит от момента внешних сил:

$$\nu^* = \frac{M_B J_C}{H^2} - \frac{M_C}{H} t; \quad \psi^* = \frac{M_C J_B}{H^2} + \frac{M_B}{H} t.$$

В рамках прецессионного приближения мелкие, высокочастотные, затухающие нутационные колебания обычно не учитываются, и в данном случае прецессионное движение происходит с постоянными угловыми скоростями — M_C/H и M_B/H и является безинерционным.

Движение гироскопа под действием внешнего момента, изменяющегося по гармоническому закону:

$$M_B = M_C^A \sin(\nu_B t); \quad M_C = M_C^A \sin(\nu_C t),$$

где M_B^A , M_C^A , ν_B , ν_C — амплитуды и частоты изменения моментов M_B и M_C соответственно.

Вынужденные колебания гироскопа в этом случае состоят из нескольких гармонических составляющих с частотами ν_C и ν_B , доминирующими из которых являются колебания, описываемые зависимостями:

$$\nu = \frac{M_C^A}{H\nu_C} \cos(\nu_C t); \quad \psi = -\frac{M_B^A}{H\nu_B} \cos(\nu_B t).$$

С ростом частоты вынужденных колебаний амплитуды их основных гармонических составляющих уменьшаются.

Анализ уравнений движения гироскопа при различных законах изменения во времени действующих на него внешних моментов позволяет сделать заключение, что моменты инерции колец подвеса гироскопа оказывают влияние только на изменение параметров его нутационных колебаний, не оказывая влияния на угловые скорости прецессионного движения. Поэтому, в тех случаях, когда анализируется лишь прецессионное движение гироскопа, влиянием моментов инерции J_B и J_C можно пренебречь, исключая на этом основании из уравнений (4.4.97) члены $J_B \ddot{\nu}_B$ и $J_C \ddot{\psi}$, обычно называемые инерционными, получают так называемые усеченные уравнения:

$$\begin{cases} H\dot{\psi} = M_B; \\ -H\dot{\nu} = M_C, \end{cases}$$

из которых непосредственно вытекают выражения для угловых скоростей прецессионного движения:

$$\dot{\psi} = \frac{M_B}{H}; \quad \dot{\nu} = -\frac{M_C}{H},$$

совершаемого гироскопом около осей CC и BB , под действием внешних моментов M_B и M_C . Интегрирование усеченных уравнений позволяет определить значения углов $\nu = -\frac{M_C}{H} t + D_1$; $\psi = \frac{M_B}{H} t + D_2$ поворота гироскопа около осей BB и CC .

Разновидности свободных гироскопов

1. Свободные гироскопы — измерители угловых отклонений в системах угловой стабилизации различных объектов. С помощью свободных гироскопов в таких системах с точностью до собственных уходов гироскопов реализуется механическая модель неподвижной в инерциальном пространстве системы отсчета, задаваемой начальным направлением главной оси. Углы рассогласования положения объекта относительно заданной системы отсчета регистрируются датчиками угла на осях колец карданова подвеса.

2. Свободные гироскопы, используемые в качестве чувствительных элементов гиростабилизированных платформ. Механической моделью неподвижной в инерциальном пространстве системы отсчета является в данном случае платформа, а гироскоп является нуль-индикатором в системе стабилизации платформы.

Установка главной оси гироскопа в заданном направлении может осуществляться как предварительной ориентацией объекта, на котором гироскоп установлен, так и с использованием в составе гироскопа устройств, типа корректирующих, чувствительными элементами которых могут быть маятники, уровни, нуль-индикаторы скорости и т.п. В рабочем режиме эти устройства отключаются.

Точная фиксация положения главной оси гироскопа относительно корпуса (объекта) осуществляется с помощью арретира. Арретир приводит главную ось гироскопа в фиксированное положение из произвольного и быстро освобождает гироскоп при включении рабочего режима.

В рабочих режимах свободные гироскопы не корректируются. Погрешности в определе-

нии свободными гироскопами углов поворота объектов можно разделить на три основные группы:

1) погрешности, вызванные вращением и кривизной поверхности Земли;

2) погрешности, вызванные собственными уходами гироскопа;

3) карданские погрешности.

Происхождение погрешностей, относящихся к первой группе, обусловлено тем, что свободный гироскоп сохраняет направление главной оси в пространстве неизменным, в то время как объект должен перемещаться относительно точек, расположенных на вращающейся Земле. Если управление движением объекта по траектории осуществляется, к примеру, с помощью радиолуча или системы самонаведения того или иного типа, то свободный гироскоп может быть достаточно грубым, и величина собственных уходов от вредных моментов может быть в несколько раз больше переносных угловых скоростей, учет которых практически не проводится. Это возможно потому, что сигнал, снимаемый со свободного гироскопа, обеспечивает устойчивость движения объекта по траектории, задаваемой другими устройствами.

В автономных системах управления траектория движения объекта определяются свободными гироскопами и соответствующими программными устройствами, при этом гироскопы должны быть максимально точными. В этих случаях, как правило, проводится учет вращения и кривизны Земли. Введение соответствующих поправок на переносные вращения проводится без приложения к гироскопу моментов, т.е. с помощью программных устройств, поворота съемных устройств, формирования в системе компенсирующих сигналов и т.д. Это позволяет исключить погрешности, вносимые при наложении на гироскоп момента.

В любом случае максимально допустимая длительность рабочего режима свободного гироскопа ограничена временем накопления допустимых углов поворота кардановых колец, которые обычно не превышают 10° . Для свободных гироскопов, использующихся в системах угловой стабилизации КА в инерциальной системе отсчета, допустимая длительность рабочего режима наибольшая, поскольку видимый уход (обусловленный вращением и кривизной Земли) отсутствует.

С развитием инерциальных навигационных систем, в особенности бесплатформен-

ных, необходимость создания на борту объекта механической модели подвижной либо неподвижной в инерциальном пространстве системы отсчета (позиционные и навигационные гироскопические устройства) практически отпала, поскольку эта процедура выполняется вычислительным образом. Тем не менее, свободные гироскопы в силу простоты, относительной дешевизны, хорошо отработанной технологии производства и ряда эксплуатационных преимуществ остаются достаточно перспективными для применения в системах угловой стабилизации ракет, различных видов управляемого оружия (за исключением крылатых ракет дальнего действия), некоторых типов КА, антенн, головок самонаведения и т.п.

Два свободных гироскопа, необходимые для осуществления трехосной угловой стабилизации объединяются в единый гироприбор. Дублирование измерений по одной из осей позволяет осуществить программные повороты объекта последовательно относительно двух, заранее конструктивно определенных осей.

Съем угловой информации с гироскопа осуществляется с помощью различного типа датчиков угла (потенциометрических, индуктивных, индукционных и др.) как с обеих рамок (колец) карданова подвеса, так и с одной. Если имеет место последнее, то рабочей рамкой является внешняя, что дает преимущества в точности прибора.

Механизм программных поворотов, связанный с корпусом прибора, поворачивает статор датчика угла, регистрирующего поворот внешней рамки относительно корпуса. Статор поворачивается с помощью шагового двигателя, и требуемый угол поворота определяется количеством импульсов, поданных на этот двигатель. Угловое рассогласование, вносимое таким образом, обрабатывается угловым движением объекта вслед за движением статора датчика угла.

Для осуществления межрамочной коррекции (установки плоскости внутренней рамки карданова подвеса перпендикулярно плоскости внешней рамки), а также для создания моментов, приводящих главную ось гироскопа к заданному направлению, на осях рамок карданова подвеса монтируются моментные устройства (датчики момента электромагнитного и магнитоэлектрического типов, асинхронные электродвигатели с короткозамкнутой обмоткой ротора и др.).

Одним из характерных примеров использования свободных гироскопов в качестве относительно кратковременных хранителей направления являются гиригоризонты и гиривертиканты, используемые в системах угловой стабилизации баллистических ракет для определения углов отклонения в вертикальной и горизонтальной плоскостях.

Из-за разнообразия конструктивных форм свободных гироскопов, оптимизированных для конкретных объектов и конкретных условий эксплуатации, вредные моменты, определяющие собственные уходы гироскопа, не имеют какой-либо закономерной зависимости, определяющей их характер. Основные вредные моменты, действующие на свободный гироскоп:

а) моменты, не зависящие от линейных ускорений:

моменты сухого трения в опорах подвеса. Собственные уходы от моментов сухого трения зависят не только и не столько от абсолютного значения моментов, сколько от их асимметричности при движениях разного знака;

паразитные моменты, создаваемые гибкими токопроводами, а также реакцией датчиков угловых сигналов и моментных устройств, по своему характеру близкие к упругим;

моменты, возникающие при действии внешних магнитных полей;

б) моменты, пропорциональные первой степени линейного ускорения:

моменты, вызываемые статическим дебалансом;

обусловленные различием коэффициентов линейного расширения материалов элементов конструкции, износом главных опор и опор подвеса;

обусловленные несовпадением ЦМ ротора и центра подвеса;

в) моменты, пропорциональные квадрату линейного ускорения.

Эти моменты обусловлены неравножесткостью конструкции по направлению ее главных осей. Под жесткостью понимается отношение силы к вызываемому ею перемещению. При неравножесткой конструкции действие косо направленной линейной вибрации вызывает детектирование инерционных сил разных знаков, что создает постоянную составляющую вредного момента.

Возможности уменьшения абсолютной величины вредных моментов свободных гироскопов-хранителей направления ограничены

рядом факторов, в первую очередь конструктивных. Поэтому снижение уходов гироскопа, возникающих под действием вредных моментов, осуществляется, в основном, путем увеличения кинетического момента.

В качестве гироскопов наиболее распространены асинхронные электродвигатели обратного типа с ротором типа «беличья клетка».

Из-за высокой скорости вращения ротора ресурс работы таких гироскопов достаточно мал (несколько сотен часов) вследствие износа шарикоподшипников главных опор.

Уходы свободного гироскопа, носящие методический характер:

уход, вызываемый нутационными колебаниями главной оси гироскопа. Возникает вокруг оси наружной рамки подвеса, если главная ось не перпендикулярна к оси наружной рамки. Скорость ухода возрастает с увеличением указанного отклонения, хотя относительная величина ее достаточно мала. Этот уход может заметно сказываться на поведении прецизионных гироскопов, так как нутационные колебания могут быть не только следствием действия внешних моментов (такие колебания быстро затухают), но и вследствие неидеальной сбалансированности ротора;

кинематический уход (уход конических движений), порождаемый угловыми колебаниями основания.

Свободные гироскопы, предназначенные для использования в качестве чувствительных элементов гироскопов, разрабатывались, прежде всего, как альтернатива поплавковым двухстепенным интегрирующим гироскопам. Наличие двух измерительных степеней свободы при сопоставимых габаритно-массовых характеристиках дает возможность гибко варьировать глубину резервирования чувствительных элементов гироскопов.

Необходимое улучшение точности гироскопа достигается путем применения гидростатической разгрузки опор кардановых колец (поплавкового подвеса гироскопа сферической формы), газодинамических опор ротора и ряда более совершенных конструктивных узлов, благодаря изоляции гироскопа от вращательных движений основания и существенному уменьшению диапазона угловых перемещений колец подвеса.

Технические уравнения гироскопа с учетом жидкостного демпфирования, вносимого поплавковым подвесом:

$$\begin{cases} J\ddot{\nu} + h\dot{\nu} + H\dot{\psi} = M_B; \\ J\ddot{\psi} + h\dot{\psi} - H\dot{\nu} = M_C, \end{cases}$$

где J — экваториальный момент инерции ротора в гирокамере; h — коэффициент жидкостного демпфирования.

В конструктивных формах рассматриваемого гироскопа и рабочем диапазоне углов менее 1° $J \approx J_B \approx J_C$ и $J \approx h_B \approx h_C$.

Уравнение гироскопа в комплексных координатах:

$$J(\ddot{\nu} + j\ddot{\psi}) + h(\dot{\nu} + j\dot{\psi}) + H(\dot{\psi} - \dot{\nu}) = M_B + jM_C,$$

откуда передаточная функция гироскопа:

$$W_G(p) = \frac{\bar{Y}K}{\bar{M}} = \frac{K}{p(Tp + \chi - j)},$$

где $\bar{Y} = \nu + j\psi$; $\bar{M} = M_B + jM_C$; $K = 1/H$ — коэффициент передачи гироскопа; $T = J/H$ — постоянная времени гироскопа; $\chi = h/H$ — относительный коэффициент демпфирования гироскопа.

Динамические свойства гироскопа определяются относительным коэффициентом демпфирования χ и улучшаются с его уменьшением.

В остальном технические особенности данного гироскопа аналогичны приведенным для двухстепенного полуплавкового интегрирующего гироскопа.

Достигнутый уровень случайной составляющей скорости дрейфа, не зависящего от линейного ускорения, в запуске длительно-стью 24 ч составляет $(1...2) \cdot 10^{-3}$ °/ч.

Свободный гироскоп, спроектированный для применения в составе гироплатформ, принципиально может быть использован и в качестве **двухкомпонентного измерителя угловой скорости в БИНС**. Для этого с помощью внешних перекрестных отрицательных обратных связей гироскоп переводится в режим измерения моментов, возникающих при принудительном вращении главной оси в пространстве с измеряемой угловой скоростью.

В наиболее явном виде этот способ может быть осуществлен по схеме, приведенной на рис. 4.4.34.

Усиленные сигналы с датчиков угла 3, 4 поступают в датчики моментов 2 и 5, в результате чего в рабочих режимах углы отклонения главной оси гироскопа 1 вокруг обеих осей подвеса практически равны нулю. Угловая скорость поворота главной оси в пространстве создается датчиками моментов 2 и 5. По величине создаваемых ими моментов (по токам,

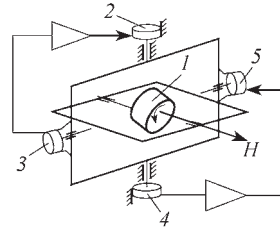


Рис. 4.4.34. Двухкомпонентный измеритель угловой скорости

протекающим через обмотки датчиков, углам поворота кардановых колец) можно судить о величинах измеряемых угловых скоростей.

Система осей, определяющих движение гироскопа, представлена на рис. 4.4.35, где ω_{X_0} , ω_{Y_0} , ω_{Z_0} — проекции вектора абсолютной угловой скорости на оси подвижной в инерциальном пространстве системы координат $OX_0Y_0Z_0$. Система полуподвижных осей $OXYZ$ связана с гироскопом. Начало координат обеих систем совпадают с центром подвеса.

Уравнения движения гироскопа в прецессионном приближении имеют вид:

$$\begin{cases} H(\dot{\psi} + \omega_{Z_0} + \omega_{X_0}\nu) = c\nu + h\dot{\nu}; \\ H(\dot{\nu} - \omega_{Y_0} + \omega_{X_0}\psi) = -c\psi - h\dot{\psi}, \end{cases} \quad (4.4.96)$$

где c , h — коэффициенты жесткости обратной связи и жидкостного демпфирования.

Опуская проекции составляющей ω_{X_0} в силу малости углов ν , ψ и преобразуя систему (4.4.96), получим:

$$\begin{cases} \dot{\psi} - \chi\dot{\nu} - \omega\nu = -\omega_{Z_0}; \\ \dot{\nu} + \chi\dot{\psi} + \omega\psi = \omega_{Y_0}, \end{cases}$$

где χ — относительный коэффициент демпфирования; $\omega = c/H$.

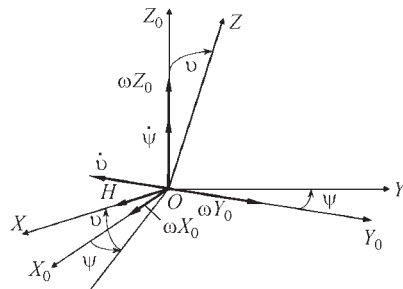


Рис. 4.4.35. Система осей, определяющих движение гироскопа

Уравнение движения гироскопа в комплексных координатах:

$$\dot{\bar{Y}}(1 + j\chi) + j\omega\bar{Y} = \bar{F}(t), \quad (4.4.97)$$

где $\bar{Y} = \psi + jv$; $\bar{F}(t) = -(\omega_{Z_0} - j\omega_{Z_0})$.

Решение уравнения (4.4.97) для установившегося движения главной оси:

$$\bar{Y}^* = \frac{j\bar{F}(t)}{\omega} + \frac{\dot{\bar{F}}(t)(1 + j\chi)}{\omega^2}. \quad (4.4.98)$$

При достаточно большом ω и определенных ограничениях на величину углового ускорения объекта:

$$\bar{Y}^* = -\frac{j\bar{F}(t)}{\omega} = \frac{\omega_{Z_0} + j\omega_{Y_0}}{\omega},$$

откуда

$$\psi^* = \frac{H\omega_{Y_0}(t)}{c_1}; \quad v^* = \frac{H\omega_{Z_0}(t)}{c_2}$$

при $(c_1, c_2) \neq c$ и допустимости пренебрежения вторым слагаемым в (4.4.98).

Для уменьшения влияния производных измеряемых угловых скоростей на точность измерения следует максимально увеличить отношение c/H , вплоть до значений, допустимых из конструктивных соображений. Это является весомым фактором, ограничивающим сферу применения такого прибора.

Угловые отклонения ψ^* , v^* легко пересчитываются в выходной сигнал в зависимости от варианта построения контура обратной связи. Разновидности контура обратной связи и источники его ошибок аналогичны с измерителями угловой скорости БИНС, выполненными на базе двухступенного поплавкового интегрирующего гироскопа.

Гироскопический интегратор линейных ускорений (ГИЛУ) служит для определения составляющей линейной скорости ЦМ объекта вдоль заданного направления.

Под линейным ускорением следует понимать ускорение, обусловленное действием на объект всех внешних сил негравитационного происхождения. Такое ускорение принято называть кажущимся, а измеренная гироскопическим интегратором величина имеет смысл кажущейся скорости.

Основная область применения гироскопических интеграторов — баллистические ракеты и космические корабли.

Схема гироскопического интегратора продольных ускорений баллистической раке-

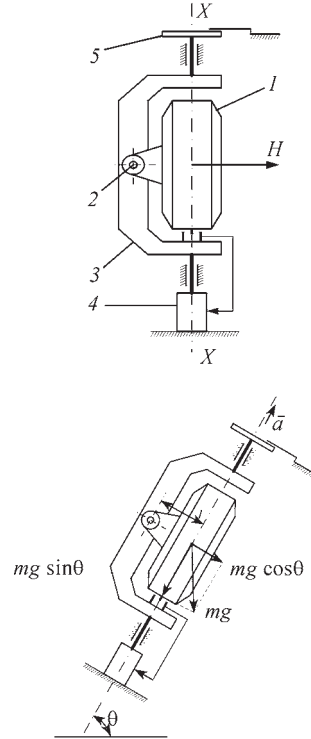


Рис. 4.4.36. Принципиальная схема ГИЛУ

ты изображена на рис. 4.4.36. Интегратор представляет собой неуравновешенный трехступенной гироскоп I гиромагнитного типа. Ось наружной рамки 3 подвеса, являющейся осью чувствительности, располагается параллельно продольной оси ракеты. Ось 2 кожуха гироскопа не пересекается с осью наружной рамки, и отклонена от нее на фиксированное расстояние. ЦМ ротора с кожухом находится на пересечении главной оси и оси наружной рамки. ЦМ наружной рамки находится на ее оси. Стабилизирующий двигатель 4 , управляемый контактами на кожухе и наружной рамке подвеса, образует систему межрамочной коррекции, обеспечивающую ортогональность главной оси и оси наружной рамки подвеса.

При движении ракеты с ускорением a и тангажным углом θ (см. рис. 4.4.36). Вокруг оси кожуха действует момент:

$$M = m(a + g \sin \theta)l,$$

где m — масса гироузла; mg — сила тяжести; l — расстояние между шарниром подвеса кожуха и ЦМ гироузла.

Полагая, что главная ось все время ортогональна оси наружной рамки, так что сила $mg\sin\theta$ и силы инерции от поперечных ускорений не создают момента относительно оси кожуха гироскопа, и будет прецессировать вокруг оси наружной рамки с угловой скоростью:

$$\omega = \dot{\alpha} = \frac{ml(a + g\sin\theta) + M^*}{H},$$

откуда

$$\alpha - \alpha_0 = \int_0^t \frac{ml(a + g\sin\theta) + M^*}{H} d\tau,$$

где α_0 — начальное значение угла поворота гироскопа вокруг оси наружной рамки; M^* — момент, направленный по оси внутренней рамки подвеса, возникающий за счет неучтенных факторов.

При $(m, l, H) = \text{const}$:

$$\begin{aligned} \alpha - \alpha_0 &= \frac{ml}{H} \int_0^t [a(\tau) + g\sin\theta(\tau)] d\tau + \frac{1}{H} \int_0^t M^* d\tau = \\ &= \frac{ml}{H} \left[(V - V_0) + \int_0^t g\sin\theta(\tau) d\tau \right] + \frac{1}{H} \int_0^t M^* d\tau. \end{aligned}$$

Для баллистической ракеты $V_0 = 0$, считая $\alpha_0 = 0$, получим основное соотношение, характеризующее работу ГИЛУ:

$$\alpha = \frac{ml}{H} \left[V + \int_0^t g\sin\theta(\tau) d\tau \right] + \frac{1}{H} \int_0^t M^* d\tau$$

или

$$\alpha = \frac{ml}{H} V + \alpha_{\text{поп}} + \frac{1}{H} \int_0^t M^* d\tau.$$

Таким образом, угол поворота гироскопа вокруг оси наружной рамы с точностью до величины интеграла от M^*/H пропорционален скорости полета плюс некоторая величина, представляющая собой интеграл проекции ускорения земного тяготения на продольную ось ракеты. Зная изменение $g\sin\theta$ во времени, а также (с определенной степенью точности) время t набора требуемой скорости, можно заранее вычислить величину этого интеграла и внести соответствующую поправку. В баллистических ракетах часто не требуется знать текущее значение скорости, а необходимо лишь отключить двигатели ракеты при достижении

ею расчетной скорости $V_{\text{расч}}$. Имея датчик 5 (см. рис. 4.4.36) с выходным сигналом в виде квантированных приращений угла α поворота внешней рамки (т.е. квантированных приращений линейной скорости) легко сформировать сигналы на предварительное и окончательное отключение двигателей ракеты.

Источники погрешностей ГИЛУ

1. Передаточный коэффициент гиросинтезатора $k = ml/H$, поэтому отклонения величины l и H от расчетных (главным образом с изменением температуры) непосредственно влияют на результат измерения. С изменением температуры величины l и момента инерции ротора меняются таким образом (обе увеличиваются с возрастанием температуры), что в принципе возможна взаимная компенсация их влияния на погрешность прибора. Стабильность H обеспечивается также применением гиросмотора синхронно-гистерезисного типа.

2. Момент M^* обусловлен, в основном, моментами трения (в оси внутренней рамки подвеса, контактов токоподводов, управляющих работой стабилизирующего двигателя и др.) и вносит абсолютную погрешность измерения, линейно зависящую от времени: $\Delta V = tM^*/(kH)$.

Существуют различные способы уменьшения этой погрешности. В частности, для снижения момента трения относительно оси внутренней рамки гиросинтезатор искусственно вводят в режим автоколебаний. Для этого схему управления двигателем межрамочной коррекции выполняют с релейной характеристикой.

Другим эффективным способом является построение гиросузда на базе двухступенного поплавкового гироскопа с обеспечением требуемой маятниковости.

3. При расчете поправки на интеграл от составляющей $g\sin\theta$ могут быть отклонения действительных значений θ от расчетных, обусловленные уходами системы угловой стабилизации, непараллельностью оси чувствительности ГИЛУ продольной оси ракеты и т.п. Кроме того, действительное время активного участка может отличаться от расчетного из-за отклонения тяги двигателя, массы ракеты от расчетных.

4. Источником погрешности может являться коническое движение (так называемое сканирование) ракеты.

5. Момент трения в оси наружной рамки также может быть источником погрешностей. Поэтому при выборе параметров цепей управ-

ления стабилизирующим двигателем принимаются меры для компенсации этого момента. Это оказывается возможным потому, что при работе ГИЛУ имеет место практически однонаправленное вращение наружной рамки относительно корпуса прибора.

От ГИЛУ баллистической ракеты требуется весьма высокая точность определения скорости. Поэтому наряду с мерами, направленными на минимизацию перечисленных погрешностей, на стартовой позиции при вертикальном положении ракеты проводится окончательная тарировка прибора непосредственно перед пуском.

Использование ГИЛУ в системах управления КА упрощается в связи с отсутствием необходимости вычисления и учета поправки на программное изменение траектории полета. Перед включением корректирующего двигателя имеется возможность определения смещения нуля ГИЛУ в невесомости.

4.4.6.2. Волоконно-оптические гироскопы

Волоконно-оптические гироскопы разрабатываются для широкого применения в системах навигации и наведения. Эти полностью твердотельные элементы имеют множество преимуществ: небольшой вес, длительный срок службы, отсутствие подвижных частей и низкое напряжение питания. Существуют две основные конструкции волоконно-оптических гироскопов: интерференционный волоконно-оптический гироскоп (ИВОГ) и резонаторный волоконно-оптический гироскоп (РВОГ).

Интерференционный волоконно-оптический гироскоп

Базовая схема ИВОГ показана на рис. 4.4.37. Это пассивный интерферометр Саньяка, в котором волоконно-оптический разветвитель (Coupler) используется для расщепления излучения суперлюминесцентного диода (SLD) на две световые волны (CW) и

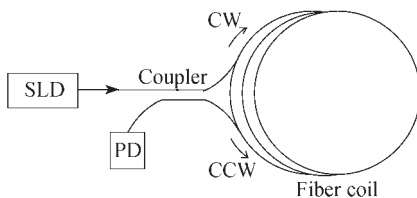


Рис. 4.4.37. Базовая схема ИВОГ

(CCW), распространяющиеся в противоположных направлениях, по часовой стрелке и против часовой стрелки в замкнутой волоконной катушке (Fiber coil), а также для рекомбинации волн после распространения на фотодетекторе (PD). Разность фаз увеличивается по мере распространения волн на длинной волоконной катушке и выражается как

$$\varphi_S = \frac{8\pi S N}{\lambda c} \Omega_p, \quad (4.4.99)$$

где S — площадь, которую охватывает каждый волоконный контур; N — количество витков в волоконной катушке; $\Omega_p = \Omega \cos \psi$ — проекция вектора угловой скорости на ось чувствительности (ψ — угол между нормалью к плоскости вращения и осью чувствительности); λ и c — длина волны и скорость света.

Для идеальных волокон и компонентов ток I , возбуждаемый на фотодетекторе, выражается как

$$I = I_0(1 - \cos \varphi_S), \quad (4.4.100)$$

где $I_0 = \sigma \frac{P}{2}$; σ — чувствительность фотодетектора; P — мощность излучения в волокне.

Для достижения максимальной чувствительности необходимо устранить все источники невязимности, кроме тех, которые возникают в результате эффекта Саньяка при распространении волн по часовой стрелке и против часовой стрелки. Возникновение дополнительных фазовых сдвигов из-за недостаточного качества оптических компонентов или внешних возмущений на фоне фазового сдвига Саньяка приводит к дополнительному дрейфу нулевого сигнала. В настоящее время для волоконно-оптических гироскопов используются специальные волокна, сохраняющие поляризацию, а также волоконно-оптические модовые фильтры и поляризационные элементы.

ИВОГ с открытым контуром обратной связи. Выходной сигнал волоконно-оптического гироскопа является результатом взаимного наложения двух волн и выражается как

$$S = S_0 \sin(T\Omega), \quad (4.4.101)$$

где Ω — скорость вращения; S_0 — амплитуда интерференционной полосы; T — постоянная времени, в соответствии с которой $T\Omega$ — разность фаз двух интерферирующих волн. Этот тип сигнала имеет ряд потенциальных недос-

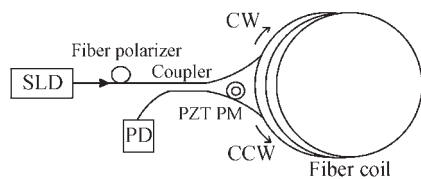


Рис. 4.4.38. Конфигурация ИВОГ с открытым контуром обратной связи

татков в зависимости от применения. Во-первых, выходной сигнал представляет нелинейную функцию скорости вращения в динамическом диапазоне, ограниченном синусоидальной формой колебаний. Во-вторых, выходной сигнал является формой аналогового электрического тока, который не легко преобразуется в цифровую форму для обработки. Поэтому данный тип гироскопа сложно использовать в инерциальных навигационных системах, где необходимо одновременно анализировать данные от трех гироскопов и трех акселерометров. В-третьих, стабильность показателей S_0 и T вызывает сомнения. Амплитуда интерференционной полосы S_0 зависит от мощности источника оптического излучения, потери мощности оптического излучения в системе и состояния поляризации двух интерферирующих волн. В ряде случаев оказывается возможным учесть эти изменения с помощью алгоритмической компенсации.

Типичная конфигурация волоконно-оптического гироскопа с открытым контуром обратной связи показана на рис. 4.4.38. Здесь фазовый модулятор (PZT PM) встроен в волоконную катушку вблизи волоконного разветвителя, с тем чтобы измерялась разность фаз Саньяка, возникающая при прохождении всей длины волоконного контура. Обычно фазовый модулятор изготавливается путем намотки и склеивания нескольких витков волокна вокруг короткой, пустотелой, пьезокерамической трубки.

ИВОГ с замкнутым контуром обратной связи. В гироскопе с замкнутым контуром механизм обратной связи сохраняет нулевой уровень сигнала путем компенсации фазового сдвига Саньяка дополнительным фазовым сдвигом. Размер этого дополнительного фазового сдвига позволяет получать информацию о скорости вращения объекта.

Одноосные гироскопы ИВОГ изготавливаются в так называемой минимальной

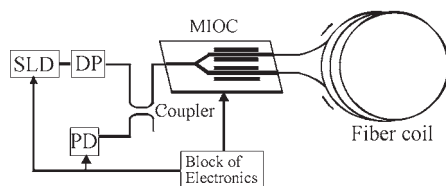


Рис. 4.4.39. Минимальная конфигурация одноосного гироскопа:

SLD — суперлюминесцентный диод; DP — деполаризатор; FC — волоконный расщепитель; PD — фотодетектор; MIOC — многофункциональная интегральная оптическая схема (чип)

конфигурации (рис. 4.4.39) с одинаковыми оптическими путями для двух лучей, распространяющихся в волоконном контуре. Волоконно-оптический гироскоп состоит из источника света, фотодетектора, 1:1 волоконного расщепителя (соединителя) для расщепления света на две части, кольцевого интерферометра для измерения угловой скорости и электронных схем обработки сигналов. Кольцевой интерферометр состоит из многофункциональной интегральной оптической схемы и волоконной катушки, сохраняющей поляризацию. Многофункциональная интегральная оптическая схема является трехпортовым элементом, который выполняет три функции: поляризует распространяющийся свет для снижения нестабильности смещения, вызываемого невзаимностью поляризации; расщепляет свет на волны, распространяющиеся по часовой стрелке и против часовой стрелки, с одинаковой мощностью оптического излучения и рекомбинирует их Y-световодом; посредством электрооптического фазового модулятора создает фазовый сдвиг между распространяющимися в противоположных направлениях лучами. Сохраняющее поляризацию волокно используется для уменьшения фазового сдвига, вызванного перекрестными поляризационными связями, и сдвига, вызванного геомагнитным и внешним магнитным полями вследствие эффекта Фарадея.

Динамический диапазон прибора легко конфигурируется за счет длины и диаметра волоконного контура. Максимальная измеряемая скорость вращения:

$$\Omega_{\pi} = \frac{\lambda c}{2LD}$$

Фундаментальные ограничения

Оптические потери. Чувствительность ИВОГ ограничена дробовым шумом, который вычисляется как величина, обратная квадратному корню из мощности, которая уменьшается с увеличением длины волокна, в то время как эффект Саньяка увеличивается. Эти два конкурирующих эффекта определяют длину волокна для данной чувствительности.

Тепловые помехи. Зависящий от времени температурный градиент вдоль длины волокна может привести к ложным фазовым сдвигам вследствие температурной зависимости показателя преломления волокна. Для минимизации этого эффекта необходимо использовать волокна с меньшим значением dn/dT . Квадрупольная намотка, в которой равноотстоящие точки от центра волокна расположены в физических равных условиях, также значительно уменьшает этот эффект.

Обратное рассеяние света. Обратное рассеяние на входных-выходных соединителях и других неоднородностях ИВОГ может являться причиной возникновения паразитных интерференций. Иммерсионные элементы для уменьшения разностей показателей преломления, а также использование наклонных поверхностей в многофункциональной интегральной оптической схеме снижают обратное рассеяние.

Оптический эффект Керра. Электрические поля распространяющихся в противоположных направлениях лучей могут привести к таким изменениям показателя преломления, которые будут невязными, если свет расщепляется на неравные части. Невязность, вызванная нелинейным эффектом Керра, может быть существенно снижена широкополосными, низкокогерентными, неполяризованными оптическими источниками или даже простой модуляцией мощностью оптического излучения в 50 % рабочего цикла.

Магнитооптический эффект

Магнитооптический эффект Фарадея — это эффект невязности, который потенциально опасен при добавлении к эффекту Саньяка. Эта проблема уже почти решена с помощью тщательно раскрученных волокон, сохраняющих поляризацию, а также за счет использования оболочек из специальных материалов (пермаллой и т.д.).

Для ИВОГ с идеальными компонентами (идеальным расщепителем, без обратного рас-

сеяния и т.д.) предел измерений зависит от дробового шума в пучке света при измерении фотодетектором. Недостоверность $\delta\Omega_\pi$, создаваемая колебанием в пучке света, которое вызвано дробовым шумом, можно выразить как

$$\delta\Omega_\pi = \frac{c}{LD} \frac{\lambda/2}{(n_p n_D \tau)^{1/2}}, \quad (4.4.102)$$

где n_p — число фотонов в секунду, попадающих на фотодетектор; n_D — квантовая эффективность детектора; τ — среднее время.

Трехосный ИВОГ. Полностью укомплектованные блоки измерений в инерциальной системе координат для определения параметров движения КА в трехмерном пространстве, как минимум, включают шесть датчиков без резервирования, обычно три линейных акселерометра и три одноосных гироскопа. Основными проектными параметрами блоков датчиков для управления полетом и наведения ракет являются объем, расход электроэнергии и вес. Первым и наиболее очевидным шагом к оптимизации трехосной системы является использование единого общего источника света для всех волоконно-оптических гироскопов. Имеющиеся сегодня источники света достаточно мощные для того, чтобы обеспечивать работу трех волоконно-оптических гироскопов одновременно. Расход электроэнергии и стоимость источников света можно уменьшить за счет допустимого снижения уровня оптического сигнала.

Следующим этапом к усовершенствованию трехосных систем является использование одного общего оптического детектора для выходного сигнала интерферометров. Обычно один (3×3) или два (1×1 и 1×2) волоконно-оптических соединителя распределяют свет между тремя волоконно-оптическими гироскопами и объединяют их выходной сигнал на одном детекторе. В такой конфигурации для разделения сигналов, поступающих по различным осям, используются методы разделения по частоте или по времени.

Деполаризованный ИВОГ. Одной из самых главных проблем на пути широкого применения технологии ИВОГ является снижение стоимости. Наиболее критической является стоимость самой измерительной катушки. Решение этой проблемы путем использования стандартной катушки из одномодового волокна в сочетании с распределением поляризации в контуре, т.е. деполаризованной технологии,

является наиболее перспективным. Эта технология, в частности, применима для высокоэффективных ИВОГ, где используется большое количество волокон, сохраняющих поляризацию. Разработаны гироскопы с характеристиками, которые приемлемы для навигационных систем и сравнимы с характеристиками гироскопов с фазовыми модуляторами.

Применение ИВОГ. Американские компании Honeywell и Northrop Grumman, японские компании JAE и Mitsubishi Precision, французская компания Sagem и российская компания «Оптолинк» разрабатывают волоконно-оптические гироскопы для аэрокосмического применения. Гироскопы ИВОГ с открытым контуром, разработанные компанией Honeywell, используются в опорной системе ориентации самолета Dornier 328, пассажирского самолета и в резервной системе ориентации и аэродинамических данных коммерческого транспортного самолета Boeing 777. Трехосный гироскоп с закрытым контуром компании «Оптолинк» используется в системе управления спускаемого аппарата российского транспортного пилотируемого корабля «Союз ТМА-7» в рамках программы МКС.

Типичные области применения гироскопов ИВОГ с замкнутым и разомкнутым контуром показаны в табл. 4.4.5.

4.4.5. Типичные области применения гироскопов ИВОГ с замкнутым и разомкнутым контуром

Тип ИВОГ	Применение
С открытым контуром, сохраняющее поляризацию волокно, $1^{-10} \text{ }^\circ/\text{ч}$	Опорная система ориентации самолета
С замкнутым контуром, $1^{-10} \text{ }^\circ/\text{ч}$	Тактическое наведение
С замкнутым контуром, деполаризованное волокно, $0,01...0,003 \text{ }^\circ/\text{ч}$	Аэронавигация, космическая и наземная навигация
С замкнутым контуром, сохраняющее поляризацию волокно, $<0,001 \text{ }^\circ/\text{ч}$	Точная космическая аппаратура

Резонаторный волоконно-оптический гироскоп. Аналогично ИВОГ и кольцевому лазерному гироскопу, в резонаторном гироскопе используется разность фаз между волнами, распространяющимися по часовой стрелке и против часовой стрелки по замкнутому контуру, который вращается по отношению к инерциальной системе координат (эффект Саньяка).

Типичный резонаторный волоконно-оптический гироскоп (РВОГ) состоит из пассивного рециркуляционного оптического резонатора (рис. 4.4.40). При перестройке частоты таким образом, что целое число длин волн входит в оптическую длину путей кольца, подводимая энергия поглощается в цепи рециркуляции, а на выходе появляется резкий спад резонанса. В этом случае свет отводится из кольца волоконным разветвителем с резонансным пиком при работе резонатора в режиме передачи (рис. 4.4.40, б). Резонансы обнаруживаются в следящих контурах, один из которых подстраивает частоту генерации лазера по резонансному центру волны, распространяющейся против часовой стрелки, а другой регулирует уход частоты для отслеживания резонанса в направлении распространения волн по часовой стрелке. Прибор в данной конфигурации функционирует как высокоточный волоконный кольцевой резонатор. Резкость сигнала на уровне $F = 100$ и более вполне достижима. Для сравнения, эквивалентная резкость

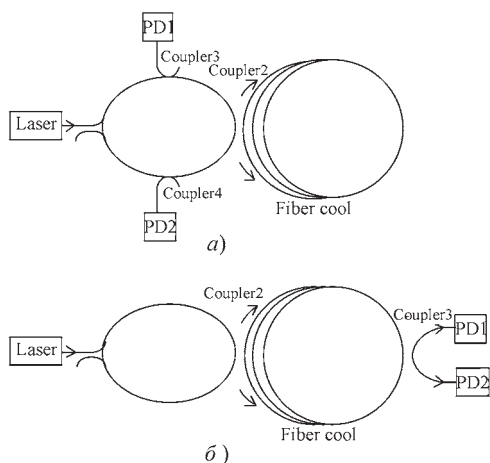


Рис. 4.4.40. Многовитковый волоконный резонатор, работающий в режиме отражения (а) и передачи (б)

ИВОГ составляет $F \approx 2$. Поскольку резкость F повышает чувствительность, хорошие рабочие характеристики могут достигаться при использовании волокна значительно меньшей длины. Благодаря этой особенности РВОГ имеет значительные потенциальные преимущества по сравнению с ИВОГ, где требуется высокая эффективность, а длина катушки ИВОГ (обычно от 200 м до 2 км) существенно влияет на стоимость и размер прибора. К тому же, чем меньше длина катушки, тем меньше влияние тепловой невязности на смещение. Можно использовать схемы с однослойной намоткой, обеспечивающие непосредственный изотермический контакт всей катушки с проводящей боиной.

Основной технической проблемой для разработчиков РВОГ является точное определение резонансных частот волн, распространяющихся по часовой стрелке и против часовой стрелки. При точном измерении скорость вращения (ограниченная дробовым шумом) должна быть ниже 10^{-7} ширины линии. К тому же, резонансный центр можно определить точно, если форма резонансной линии достаточно симметрична. Существует несколько факторов, отрицательно характеризующих эту симметрию формы линии. Во-первых, оптическое рассеяние от волн, распространяющихся по часовой стрелке, в направлении волн, распространяющихся против часовой стрелки (и наоборот). Во-вторых, существует второе состояние поляризации в кольце. Волокно способствует распространению света в этом втором состоянии, и в большинстве случаев происходит возбуждение, вызванное перекрестными связям в волоконно-оптическом соединителе или несоответствующими условиями запуска на входе кольца. Присутствие этого нежелательного света в кольце приводит к появлению второго спада резонанса, который является причиной постоянной ошибки гироскопа. В-третьих, отрицательно влияет на рабочие характеристики РВОГ оптический эффект Керра. Фактически, чувствительность РВОГ зависит от несоответствия мощности оптического излучения волн, распространяющихся по часовой стрелке и волн, распространяющихся против часовой стрелки.

В случае использования пассивного, многовиткового волоконного резонатора с идеальными компонентами (все упомянутые выше эффекты игнорируются) фундаментальное ограничение определяется достоверно-

стью измерения из-за дробового шума в пучке света на фотодетекторе. В каждом направлении распространения дробовый шум в пучке света приводит к недостоверности при измерении соответствующей резонансной частоты. Эту недостоверность измеренной скорости вращения можно выразить как

$$\delta\Omega_{\pi} = \frac{\sqrt{2}\lambda n P}{4A} \frac{\Gamma}{(n_p n_D \tau)^{1/2}}, \quad (4.4.103)$$

где Γ — ширина линии резонатора; n — коэффициент преломления; P — периметр резонатора; A — область, охваченная контуром. Другие параметры определены в уравнении (4.4.102).

В то время как РВОГ сохраняет пассивную конструкцию ИВОГ, вынужденное бриллюэновское рассеяние используется в РВОГ с активным волоконным кольцевым резонатором. Этот подход демонстрирует возможность достижения высоких характеристик в основном за счет уменьшения отрицательных эффектов, вызываемых невязностью и недостаточной эффективностью используемых компонентов. Для уменьшения эффекта Керра и увеличения динамического диапазона в оптический контур бриллюэновского волоконно-оптического гироскопа включен модулятор интенсивности, который периодически ослабляет бриллюэновские световые волны, распространяющиеся против часовой стрелки в оптическом контуре таким образом, что каждая бриллюэновская волна распространялась как прямоугольное колебание. Модуляция прямоугольного колебания, используемая для распространяющихся против часовой стрелки световых волн, позволяет снизить перекрестный эффект бриллюэновских волн почти до уровня самоэффекта с целью значительного уменьшения или устранения невязного эффекта Керра. Для поддержки прямоугольных колебаний, распространяющихся против часовой стрелки, в оптический контур накачивается световой пучок с частотными компонентами, которые выбраны для накачки оптического волокна с целью создания бриллюэновских световых волн с частотами, необходимыми для создания прямоугольных колебаний в бриллюэновских световых волнах.

В качестве активной среды волоконного кольцевого лазерного гироскопа используются легированные редкоземельными элементами волокна, поддерживающие генерацию лазера в

измерительной катушке. Волоконный кольцевой лазерный гироскоп имеет такую же конфигурацию, как резонаторный волоконно-оптический гироскоп (см. рис. 4.4.40), однако в волоконном кольцевом лазерном гироскопе используется волоконный соединитель.

4.4.6.3. Служебные оптические приборы космических аппаратов

Автоматические оптические датчики КА

Под оптическими датчиками (ОД) понимаются оптико-электронные приборы и системы, обеспечивающие БКУ внешней информацией об угловом положении (движении) системы координат КА в пространстве. В частных случаях ОД обеспечивают также, кроме угловых координат, измерение высоты полета (лазерные высотомеры) скорости и дальности до цели при сближении КА. ОД конкурируют в обеспечении БКУ внешней информацией с датчиками других диапазонов длин волн, в основном, радиодиапазоном. При определении координат Солнца, звезд, планет в оптическом диапазоне можно получить более высокие точности при меньших габаритах и массах датчиков.

ОД принято подразделять в зависимости от типа заданного ориентира на солнечные, звездные, планетные (построители местной вертикали), датчики сближения, высотомеры, датчики измерения скорости. Иногда для увеличения точности и сокращения коммуникационных связей ОД определения координат различных светил (солнечные и звездные, планетные датчики) объединяют в единой конструкции с общими электронными узлами.

Можно подразделить ОД на измерители угловых координат в пределах поля зрения (зоны сканирования) и на нуль-индикаторы, когда конечная информация обеспечивается только в зоне, близкой к оптической оси (оси визирования датчика). ОД делятся также на приборы с неподвижной в системе координат КА осью визирования, сканирующие приборы, в которых ось визирования совершает постоянное движение в зоне сканирования, уставочные приборы, когда ось визирования заранее устанавливается в заданное положение. В целом ряде случаев осуществляется изменение движения оси визирования в зависимости от режима работы ОД: поиск ориентира, опознавание, слежение, наведение КА и т.д.

Сканирование может осуществляться оптико-механическими или электронными спо-

собами. Происходит постепенное вытеснение ОД с механическим сканированием (с помощью, например, зеркал) ОД с электронным сканированием, так называемого статического типа.

Среди ОД БКУ преобладают приборы видимого (0,4...0,8 мкм) или инфракрасного диапазона электромагнитного спектра (16...20 мкм). Первые — это ОД для определения координат Солнца и звезд по их высокотемпературному излучению (тысячи градусов), вторые — приборы для определения координат планет по собственному низкотемпературному излучению (минус 20 °С). «Солнечные слепые» датчики звезд с использованием ультрафиолетового излучения распространения не получили из-за необходимости использования вакуумных технологий при наземных испытаниях и калибровках.

Классификация бортовой служебной оптической аппаратуры может быть проведена по следующим признакам:

1) по используемым ориентирам: солнечные, звездные, планетные, аппаратура для сближения КА;

2) по объему получаемой информации: нуль-индикаторы, измерительные приборы;

3) по величине поля обзора: широкоугольные, узкоугольные;

4) по характеру выдаваемой информации: аналоговые, цифровые;

5) по принципу построения анализатора поля зрения: механические, электронные;

6) по типу использованного фотоприемника: фотодиод, фотосопротивление, болометр, фотоумножитель, ПЗС и т.д.;

7) по принципу построения схем фотоприемников: одиночные, дифференциальные, матричные и т.д.;

8) по используемому диапазону длин волн электромагнитного спектра: УФ, видимый, ближний ИК, дальний ИК;

9) по измеряемому параметру: угловые величины, дальность, скорость;

10) по используемому принципу измерения дальности: угловые, фазовые, импульсно-временные;

11) по погрешности изменений: грубые (погрешность порядка 1°), средней точности (порядка 1'), высокой точности (порядка 10'') особо точные (1'' и менее);

12) по количеству измеряемых координат: одно-, двух-, трехкоординатные;

13) для приборов определения координат планет часто вводится их классификация по

допустимому при измерениях расстоянию до планеты, по высоте орбиты (низкоорбитальные приборы, приборы геостационара и т.д.

Построители местной вертикали

Принцип действия построителей местной вертикали (датчиков горизонта) основан на использовании собственного (теплого) излучения Земли или отраженного ею солнечного света. При пересечении угловым полем зрения прибора горизонта Земли и «погружений» его в Землю поток лучистой энергии на приемнике излучения и, соответственно, сигнал на выходе приемника излучения резко возрастают по сравнению с их значениями при сканировании полем зрения прибора космического пространства.

Обычно используется один из двух спектральных диапазонов инфракрасного излучения Земли — широкий (6...20 мкм) или узкий (14...16 мкм).

Второй диапазон предпочтительнее, особенно для низкоорбитальных датчиков, поскольку стабильность инфракрасного излучения и атмосферы Земли в данном диапазоне существенно выше, чем в первом, а методические погрешности ИКПМВ, соответственно, значительно меньше.

По способам регистрации излучения с целью определения направления на центр Земли построители местной вертикали подразделяются на приборы с круговым сканированием горизонта, приборы с секущим сканированием (плоским или коническим) и статические (радиационно-балансные) приборы с неподвижными относительно корпуса КА полями зрения приемников излучения. Выходные сигналы построителей местной вертикали содержат информацию, по которой можно определить вектор «КА — центр Земли» в связанной с КА системе координат.

Для ориентации на Землю антенн и проведения навигационных измерений иногда используются планетные приборы, работающие в видимом диапазоне спектра. В этом случае достигаются точности определения направления на центр Земли с погрешностями порядка 1' и менее.

Для орбитальной ориентации КА по «курсу» могут быть использованы ОД корреляционного типа или датчики ориентации по опознанным ориентирам. Для навигационных измерений используются сочетания звездных приборов с датчиками горизонта планеты или

измерителем координат опознанного ориентира (табл. 4.4.6).

4.4.6. Характерные требования к приборам для определения координат планет

Назначение	Погрешность	Допустимые угловые скорости, °/с	Период обновления информации, с
Ориентация при маневрировании	10...30'	1...3	0,1...1
Ориентация при наведении антенны	1...3'		1
Навигационные измерения	1...10"		

На рис. 4.4.41 представлен планетный ОД с механическим сканированием «по конусу» нуль-индикаторного типа для высот 180...500 км. Погрешность — порядка 1°.



Рис. 4.4.41. Планетный оптический датчик с механическим сканированием для высот 180...500 км

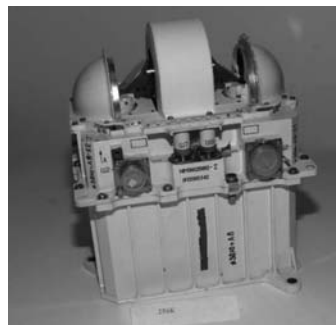


Рис. 4.4.42. Планетный оптический датчик с механическим сканированием для высот 180...40 000 км



Рис. 4.4.43. БОКЦ для орбиты геостационара

На рис. 4.4.42 представлен измерительный планетный ОД с механическим сканированием для высот 180...40 000 км, а на рис. 4.4.43 — статический измерительный прибор для орбиты геостационара, погрешность порядка 2'.

Звездные датчики

С помощью звездных датчиков осуществляется высокоточное определение угловых положений звезд относительно связанной с КА системы координат. С этой целью в рассматриваемых приборах используются координатные приемники излучения — диссекторы, ПЗС-матрицы и т.п. Задача определения угловых положений звезд сводится при этом к измерению координат энергетических центров их изображений на плоскости матричного приемника излучения, которая обычно совпадает с фокальной плоскостью оптической системы прибора.

Поля зрения звездных датчиков могут быть как неподвижными, так и подвижными относительно корпуса КА. В последнем случае оптическая головка звездного датчика устанавливается в двухступенной карданов подвес, снабженный датчиками угла поворота и управляющими приводами, которые служат для наведения поля зрения на конкретные звезды и слежения за ними. При этом для определения угловых положений звезд, помимо координат их изображений на плоскости приемника излучения, используются сигналы датчиков угла поворота карданова подвеса.

Преимуществами звездных датчиков с неподвижными полями зрения являются более высокая точность измерений, меньшие вес, габариты и энергопотребление. К достоинствам датчиков с подвижными полями зрения можно отнести большие поля обзора (что позволяет осуществлять визирование ярких навига-

ционных звезд без специальных разворотов корпуса КА), а также возможность проведения измерений при сравнительно больших угловых скоростях аппарата и уровнях световых помех.

Идентификация попавших в поле зрения широкоугольного статического датчика звезд, как правило, осуществляется по их относительному угловому положению. С этой целью содержащаяся в бортовом звездном каталоге информация о угловых расстояниях между звездами сравнивается с измеренными значениями.

Типичным представителем статических звездных датчиков может служить блок определения координат звезд (БОКЗ), разработанный ИКИ РАН. Сформированное на ПЗС-матрице изображение произвольного участка звездного неба локализуется, затем определяются энергетические центры объектов и угловые расстояния между объектами. Сравнением угловых расстояний конфигурации полученных изображений звезд с угловыми расстояниями между звездами бортового каталога (хранится в памяти ПМ) определяется ориентация приборной системы координат БОКЗ во второй экваториальной. Выходная информация выдается в виде кватерниона ориентации, привязанного к середине времени экспонирования ПЗС-матрицы с погрешностью 10" (табл. 4.4.7).

4.4.7. Характерные требования к приборам для определения координат звезд

Назначение	Погрешность	Допустимые угловые скорости, °/с	Период обновления информации, с
Ориентация при маневрировании	1...10'	0,1...3	0,1...1
Ориентация при наведении антенны	1...30"	0,1...1	
Навигационные измерения	0,01...1"	0,1'	

Единственной причиной, не позволяющей звездным датчикам вытеснить приборы для определения координат Солнца, планет,



Рис. 4.4.44. Статический узкоугольный прибор ПТ-1

магнитометров и т.д., является недостаточная помехозащищенность приборов к световым помехам. Сдерживающим фактором является также большая сложность, стоимость, масса звездных датчиков по сравнению с другими типами датчиков внешней информации.

Ожидается дальнейшее повышение точности, помехозащищенности, радиационной стойкости звездных приборов при улучшении габаритно-массовых характеристик за счет изменения материалов, электронных компонент и комплексного использования информации о динамике КА.

На рис. 4.4.44 приведена фотография статического узкоугольного прибора средней точности (1') нуль-индикаторного типа с диссектором в качестве приемника излучения для определения координат яркой одиночной звезды.

Солнечные приборы

Группа солнечных приборов предназначена для определения координат Солнца с последующим, в простейших случаях, наведении заданной оси КА на Солнце. Например, наведение на Солнце или от Солнца оси двигателей установки при осуществлении коррекции орбиты (первые полеты к Марсу и Венере) или выдачи тормозного импульса (первые полеты кораблей «Восток») (табл. 4.4.8).

В более сложном случае применялось наведение на Солнце для последующего поиска второго ориентира вращением вокруг направления на Солнце с целью построения трехосной ориентации КА (полеты к Марсу, Венере, Луне и т.п.).

При наведении на Солнце с погрешностью 1...5° используются приборы фасеточного типа. В этом случае отдельный фотоприемник формирует сигнал наличия в его угловом поле зрения Солнца, которое ограничивается непрозрачными экранами (шторками). Набор таких фасеток, размещенных по КА, позволяет грубо

4.4.8. Характерные требования к приборам ориентации на Солнце (для определения координат Солнца)

Назначение	Угловое поле зрения	Погрешность
Ориентация солнечных батарей	До полной сферы	(1...5)°
Постоянная одноосная ориентация	10°	
Коррекция БИНС	(180 × 50)°	1'
Наведение научной аппаратуры	1°	Менее 1"

определять координаты Солнца в пределах сферы. Более точно наводятся на Солнце с использованием фотоприемников, включенных по балансной схеме. Сравнивая потоки излучения, попадающие на «левый» и «правый», «верхний» и «нижний» фотоприемник, можно получить вектор направления на центр Солнца с погрешностью в доли угловой минуты.

Для точного определения координат Солнца в зонах, близких к 360 × 100°, используются приборы с механическим сканированием пространства V-образной щелью или статические приборы с использованием линеек или матриц фотоприемников (рис. 4.4.45). Достижимая точность определения координат порядка 1' в пределах угловых полей зрения порядка 120 × 120°.

На рис. 4.4.46 представлен троированный ОД нуль-индикаторного типа с релейной характеристикой для наведения оси КА на Солнце, а на рис. 4.4.47 — ОД измерительного типа с механическим сканированием в зоне 360 × 104°.

Дублированный статический ОД измерительного типа с электронным сканированием обеспечивает измерение координат Солнца в зоне 90 × 46° с погрешностью 1' (рис. 4.4.48).

Для наведения продольной оси КА «Марс», «Венера» в произвольную точку пространства (погрешность 1', рабочие звезды: Сириус, Канопус, Вега) использовался звездно-солнечный прибор с предварительными установками (рис. 4.4.49).



Рис. 4.4.45. Оптический солнечный датчик



Рис. 4.4.46. Тройной оптический датчик 135K1



Рис. 4.4.47. Оптический датчик измерительного типа 251K2

В дальнейшем основными ОД БКУ будут помехозащищенные звездные приборы с полями зрения $10...30^\circ$ в зависимости от назначения КА, компоновки, требуемой точности. Погрешность ОД будет находиться в пределах десятка угловых секунд при чувствительности к перемещению звезд в доли (единицы) угловых секунд. Допустимые угловые скорости при работе звездных ОД будут достигать $10...20 \text{ }^\circ/\text{с}$. Масса приборов уменьшится до 1 кг.

Солнечные ОД будут играть второстепенную роль для построения начальной ориента-

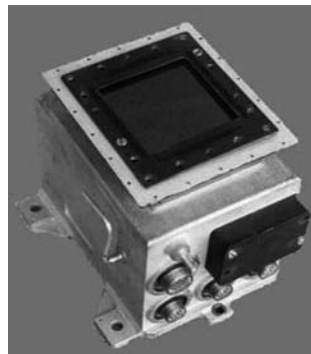


Рис. 4.4.48. Дублированный статический оптический датчик БОКС

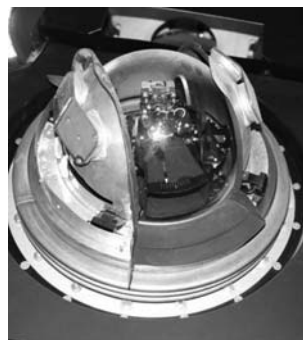


Рис. 4.4.49. Звездно-солнечный прибор 25 К

ции и как функциональный резерв. Появятся модификации статических цифровых солнечных датчиков с полем зрения, близким к полусфере при погрешности измерений $30''$, с массой менее 0,5 кг.

Планетные приборы будут использоваться в качестве функционального резерва или в качестве навигационных приборов при дальних полетах, а также в качестве основных ОД на КА с большим уровнем световых помех.

Автоматические оптические приборы сближения КА

Для осуществления сближения активного КА с другим КА необходимо, прежде всего, определение координат пассивного аппарата и определение (вычисление) угловой скорости линии визирования с активного аппарата на пассивный. Оптические приборы могут определять необходимые параметры в пределах прямой видимости на дальностях в тысячи ки-

лометров на фоне космоса при достаточном блеске пассивного аппарата или достаточной мощности его теплового излучения без использования каких-либо излучателей на активном или пассивном аппарате. Например, для существующих звездных датчиков возможно обнаружение и измерение угловых параметров сближения пассивного аппарата на фоне звездного неба с погрешностями в единицы секунд при блеске аппарата, эквивалентном 7–8-й звездной величине.

При расстояниях между КА в десятки километров необходимо определять кроме угловых координат и угловых скоростей относительного движения дальность между аппаратами и относительную скорость. Задача решается с помощью импульсных или фазовых лазерных локоаторов.

С расстояния в десятки (сотни) метров для дальнейшего сближения (стыковки) аппаратов необходимо знание взаимной ориентации систем координат КА. При наличии на пассивном аппарате объемных реперов в виде пассивных элементов — реперов-отражателей, или активных излучателей может быть создано искусственное созвездие, позволяющее определить трехмерную взаимную ориентацию аппаратов, дальность и производные параметров.

В более общем случае вместо реперных устройств может быть использован внешний облик пассивного аппарата и необходимые для сближения параметры определяются за счет сравнения наблюдаемой картины с данными, заложенными в память системы управления активного аппарата.

Требования к измерительным характеристикам оптических приборов:

угловое поле зрения — 30° ;

дальность обнаружения и слежения за пассивным аппаратом — 10 км;

погрешность измерения дальности порядка 1 % от текущей дальности;

погрешность измерения координат пассивного аппарата $\pm 5'$;

погрешность определения рассогласования систем координат активного и пассивного аппарата на конечном участке сближения (менее 25 м) $\pm 15'$, включая угол взаимного крена;

погрешность определения скорости сближения до 1 % от текущего значения скорости; погрешность определения угловых скоростей не более $0,01^\circ/\text{с}$.

Основной недостаток оптических приборов для сближения — ограничения по поиску

пассивного аппарата из-за световых помех, связанных с излучением Солнца.

Визуальные приборы

Классификация визуальных приборов в значительной степени повторяет классификацию автоматических приборов. На КА устанавливались приборы для наведения на Солнце, для наведения на планеты и звезды, на КА, для проведения навигационных измерений, наведения научной аппаратуры. Использовались для наведения на Солнце теневые приборы типа солнечных часов (палочка Раушенбаха), рассматривались волоконно-оптические приборы, широкоугольные визиры и т.д.

Для орбитальных полетов применяются как широкоугольные визиры с угловым полем зрения более 180° , так и приборы с обеспечением одновременного наблюдения грани планета-космос (4–8 зон наблюдения) и подспутниковой зоны для определения «курсовой» ориентации по направлению «бега» местных предметов.

Для опознавания звезд и наведения на заданные участки звездного неба используются широкоугольные ($40...80^\circ$) визиры коллимационного и перископического типа. Для более точного наведения и осуществления навигационных измерений используются приборы с увеличением $\times 10...30$, что позволяет проводить измерения, например, углов звезда-горизонт планеты с погрешностью менее $10''$ (табл. 4.4.9).

4.4.9. Характерные требования к визуальным приборам

Назначение	Погрешность	Увеличение
Наведение на Солнце	5°	Менее 1
Орбитальная ориентация	$0,5...1,5^\circ$	Менее 0,1...1
Контроль сближения	$0,5...1^\circ$	0,5...1
Навигационные измерения	$5...30''$	10...30
Наведение научной аппаратуры	$10''...1'$	1...10



Рис. 4.4.50. Визир корабля «Союз» ВСК-4



Рис. 4.4.51. Полуавтоматический прибор ЛПР-1

В приборах для визуального отображения информации используется иногда промежуточное преобразование оптического изображения в электронный сигнал (последовательное преобразование в телевизионных системах, параллельное преобразование в электронно-оптических преобразователях), а также преобразование инфракрасного изображения в видимое (тепловизоры). На рис. 4.4.50 представлена фотография визира космонавта корабля «Союз». Визир перископического типа обеспечивает как наблюдение планеты при построении орбитальной ориентации, так и наведение на Солнце и контроль сближения корабля со станцией.

В пилотируемых полетах используются полуавтоматические приборы, в которых режим наведения осуществляется по прямому или телевизионному изображению, а измерение дальности исполняется лазерным импульсным или фазовым дальномером (рис. 4.4.51).

В связи с быстрым развитием телевизионных систем следует ожидать постепенного вытеснения оптических приборов телевизионными.

Однако простота, высокая надежность, помехозащищенность, постоянная готовность к работе, динамический диапазон, психологическая наглядность прямых наблюдений в ответственных и, тем более, стрессовых ситуациях потребует обязательного наличия иллюминаторов и визуальных оптических приборов на перспективных пилотируемых КК и станциях.

4.4.6.4. Радиотехническая система взаимных измерений параметров относительного движения космических объектов «Курс»

Радиотехническая система взаимных измерений (СВИ) «Курс» предназначена для автономного измерения параметров относительного движения при сближении двух кооперируемых космических объектов до момента их стыковки.

Система представляет собой набор комплексированных в единую систему измерителей радиолокационных параметров.

В СВИ «Курс» использован активный ответ, поэтому в систему входят два взаимодействующих бортовых комплекса: аппаратура «Курс-А» и аппаратура «Курс-П». Каждый комплекс размещается на объектах А и П соответственно. Объект А осуществляет операции по сближению, причаливанию и стыковке к объекту П, застabilизированному и произвольно ориентированному в пространстве.

Аппаратура «Курс-А» (запросчик) обеспечивает:

- поиск и обнаружение в сфере или угловом секторе объекта П;

- измерение расстояния между сближаемыми объектами и относительной радиальной скорости их сближения;

- измерение угловых координат объектов А и П относительно линий визирования в системах координат объектов А и П.

Аппаратура «Курс-П» (ответчик) обеспечивает:

- поиск и обнаружение в сфере объекта А;
- ретрансляцию запросных сигналов;

- измерение дальности и относительной радиальной скорости;

- передачу угловых координат объекта П на запросчик.

Измеряемые параметры представлены в табл. 4.4.10.

Определяющим для выбора зондирующего сигнала в системе «Курс» явилось требование совместного измерения дальности, с одной стороны, и радиальной скорости и углов пеленга — с другой, и прежде всего прецизионной точности измерения радиальной скорости.

Такая высокая точность измерения радиальной скорости достигнута доплеровским когерентным измерителем в классе так называемых непрерывных сигналов. Непрерывный

4.4.10. Измеряемые параметры

Параметр	Диапазон измерений	Максимальная погрешность измерения	Условия измерения
Дальность ρ , км	0...400	$\pm (10+0,001\rho)$	В режиме секторного поиска на объектах А и П
	0...200		В режиме секторного поиска на объекте А
	0...50		В режиме кругового обзора
Относительная радиальная скорость $\dot{\rho}$, м/с	± 400	$\pm (1 \text{ см/с} + 0,1\dot{\rho})$	В режиме сближения и причаливания
Углы ориентации объекта А относительно линии визирования по рысканью (ψ_A) и тангажу (ν_A)	$\pm 180^\circ$ (линейный участок $\pm 10^\circ$)	$\pm (0,7^\circ + 0,3\psi_A(\nu_A))$	В режиме ориентации и сопровождения
Углы ориентации объекта А в системе координат объекта П по рысканью (ψ_P) и тангажу (ν_P)	$\pm 30^\circ$	$\pm (0,7^\circ + 0,3\psi_P(\nu_P))$	В режиме причаливания
Составляющие угла взаимного крена (γ_ψ, γ_ν) объектов	$\pm 10^\circ$	$\pm (0,3^\circ + 0,3\gamma_\psi(\gamma_\nu))$	В режиме причаливания

немодулированный сигнал также оптимален для угловых измерителей.

Для измерения дальности используется простой (немодулированный) сигнал во время поиска и вхождения в связь запросчика и ответчика с последующим переходом к более сложному сигналу в режиме измерения дальности.

Обнаружение сигнала на запросчике и ответчике в режиме кругового поиска осуществляется с помощью двух широконаправленных антенн с полусферическими диаграммами направленности.

Основная особенность режима обнаружения сигнала, принятого в системе «Курс», заключается в обеспечении одновременного на запросчике и ответчике вхождения в связь и затем измерения дальности и радиальной скорости в полной сфере пространства, независимо от взаимной ориентации космических объектов.

Выбранный алгоритм вхождения в связь позволяет существенно сократить время обнаружения сигнала.

Обнаружение сигнала на запросчике и ответчике в режиме секторного поиска осуществляется через остронаправленные антенны.

Для определения углов ориентации объекта А в сфере используются две антенны, одна из которых сканирующая, обеспечивает обзор передней полусферы, а вторая — с полусферической диаграммой направленности обеспечивает обзор задней полусферы.

Обзор осуществляется путем амплитудного сравнения сигналов от этих антенн, при этом формируется необходимая пеленгационная характеристика.

Канал ориентации и измерения углов по рысканью и тангажу построен по схеме амплитудного пеленгатора. Равносигнальное направление (РСН), создаваемое при сканировании антенны, расположено параллельно продольной оси объекта. При наличии углового рассогласования между РСН антенны и направлением на источник пеленга сигнал, поступающий от антенны на вход приемного устройства, имеет амплитудную модуляцию с частотой, равной частоте сканирования антенны. Глуби-

на модуляции и фаза огибающей в заданном диапазоне углов однозначно определяют величину и знак угла пеленга. На ортогональных фазовых детекторах сигнал разделяется на составляющие по рысканью и тангажу.

В режиме сопровождения в запросчике используется узконаправленная антенна с электронным сканированием.

В режиме причаливания аппаратура «Курс-А» также измеряет параметры, определяющие угловое положение объекта А по рысканью и тангажу в системе координат объекта П.

Сигнал, излучаемый сканирующей антенной аппаратуры «Курс-П», модулирован опорными сигналами системы координат объекта П. Для этого используется частотная модуляция. Глубина модуляции принимаемого сигнала аппаратурой «Курс-А» и фаза огибающей принятого сигнала относительно опорной системы координат однозначно определяют положение объекта А в системе координат объекта П.

Для измерения составляющих угла взаимного крена γ_{ψ} и γ_{ν} используется взаимно-базовый метод. Измеряются пеленги базовых антенн аппаратуры «Курс-П» с целью вычисления в системе управления угла взаимного крена γ между объектами А и П.

Для определения углов γ_{ψ} и γ_{ν} используется измерительная база, образованная узконаправленными антеннами на объекте П.

Каждая из антенн в паре излучает сигналы разных частот, которые принимаются антенной сопровождения аппаратуры «Курс-А». Измерения осуществляются в диапазоне от 300 м до касания.

При построении канала измерения дальности ρ между двумя объектами А и П в аппаратуре использован фазовый метод измерения с одним модулирующим сигналом.

В аппаратуре «Курс-А» сигнал несущей частоты подвергается фазовой манипуляции сигналом масштабной частоты F_M и излучается в сторону аппаратуры «Курс-П». Аппаратура «Курс-П» выделяет «огibaющую» фазоманипулированный сигнал и подает ее на фазовый манипулятор канала ретрансляции сигнала дальности. В свою очередь, аппаратура «Курс-А», принимая сигнал на второй частоте, выделяет «огibaющую» фазоманипулированный сигнала и измеряет задержку ее по отношению к опорному сигналу. Величина полученной задержки пропорциональна дальности между двумя объектами.

В основе построения измерителя радиальной скорости $\dot{\rho}$ взаимного движения двух космических объектов лежит доплеровский принцип с использованием метода дробно-когерентного ответа.

Структурная схема аппаратуры «Курс-А» и «Курс-П» представлена на рис. 4.4.52.

Для обеспечения измерения параметров относительного движения космических объектов с требуемой точностью в заданном диапазоне не использовано приемное устройство с чувствительностью порядка 160 дБ/Вт, передающее устройство с мощностью около 2 Вт и несущие частоты $f_{1н} = 3298 \cdot 10^6$ Гц, $f_{2н} = 3240 \cdot 10^6$ Гц.

В аппаратуре используется высокостабильный задающий эталонный генератор.

Радиоприемное устройство построено по супергетеродинной схеме с четырехкратным преобразованием частоты.

Передающее устройство предназначено для формирования сигналов несущих частот требуемой мощности и модуляции их сигналами дальности.

В радиосистеме «Курс» используются различные антенны для обзора пространства и пеленгации источников излучения.

В режимах поиска и обнаружения работают приемопередающие антенны с диаграммой направленности, превышающей 180° (полусфера). Диаграмма направленности их имеет форму тела вращения кардиоиды, перекрывающая полусферу в направлении главного излучения, с низким уровнем боковых лепестков. Поляризация эллиптическая.

Для угломерных измерений используются приемопередающие антенны с механическим и электронным сканированием диаграммы направленности.

Пеленгующая антенна с механическим сканированием имеет эллиптическую поляризацию. В аппаратуре «Курс-А» она работает в приемном режиме и имеет диаграмму направленности не менее 90° в плоскости пеленга.

Приемопередающая антенна с электронным сканированием имеет линейную поляризацию и диаграмму направленности в режиме передачи 12° , в режиме приема 7° .

Аналогичная антенна в аппаратуре «Курс-П» работает в передающем режиме и имеет диаграмму направленности в плоскости пеленга 40° .

В режиме причаливания в аппаратуре «Курс-П» используются приемопередающая

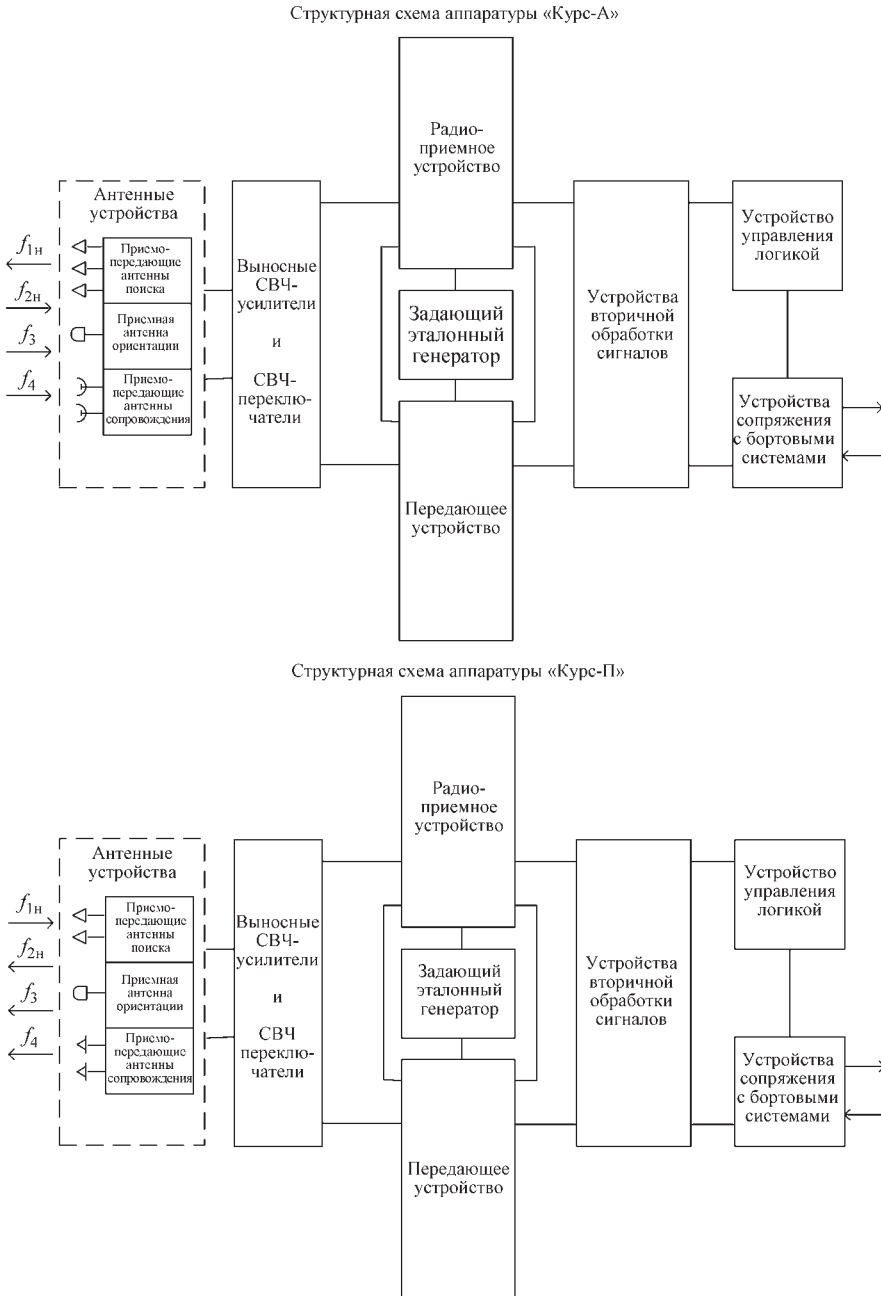


Рис. 4.4.52. Структурная схема аппаратуры «Курс-А», «Курс-П»

антенна с шириной диаграммы направленности 60° круговой поляризации и передающая

антенна с линейной поляризацией и шириной диаграммы направленности 36° .

Измерительная информация о параметрах движения выдается в бортовую вычислительную систему управления объектов А и П в цифровом виде кадрами по одному каналу обмена.

Работа аппаратуры «Курс-А» и «Курс-П» оценивается по телеметрической информации, выдаваемой в систему телеметрических измерений объектов.

Конструкция приборов аппаратуры определяется условиями эксплуатации и особенностями их размещения на объектах.

Основные антенны размещаются на откидных штангах и обеспечивают работу в условиях открытого космического пространства.

Контейнеры с установленными в них электронными приборами размещаются внутри герметизированных отсеков объектов.

Для соединения антенн с контейнерами используются фидерные тракты, состоящие из коаксиальных кабелей, высокочастотных разъемов и гермовводов.

Совместная работа аппаратуры «Курс-А» и «Курс-П» обеспечивает взаимный поиск, сближение и причаливание двух кооперируемых объектов А и П.

В режиме кругового поиска взаимное обнаружение осуществляется в полной сфере при расстоянии между объектами 300 м...50 км.

В аппаратуре «Курс-А» две широконаправленные антенны поочередно подключаются к приемному устройству. Одновременно с коммутацией антенн на прием, выход передающего устройства подключается к этим же антеннам, обеспечивая излучение сигнала частоты $f_{1н}$ в полную сферу пространства. Ко второму входу приемного устройства поочередно подключаются антенны обзора.

В аппаратуре «Курс-П» аналогично попеременно подключаются широконаправленные антенны к передающему и приемному устройствам.

Таким образом, одновременно на обоих объектах в полной сфере осуществляется как излучение сигнала соответствующей частоты, так и прием сигнала, излучаемого аппаратурой с кооперируемого объекта.

В результате уверенного приема сигналов в аппаратуре «Курс-А» и «Курс-П» вырабатывается сигнал наличия цели (СНЦ). По СНЦ аппаратура «Курс-А» переключается в режим ориентации, а аппаратура «Курс-П» — в режим ретрансляции и измерения.

В аппаратуре «Курс-А» начинается измерение углов ориентации объекта по рысканью

и тангажу относительно линии визирования сначала антенны ориентации, а затем узконаправленной антенны сопровождения. При рассогласовании по углам меньше 5° формируется сигнал автосопровождения (АС), по которому вместо широконаправленных антенн к приемному устройству подключается антенна сопровождения, через которую излучается запросный сигнал на частоте $f_{1н}$ и начинается вхождение в связь по скорости и дальности путем последовательного включения в аппаратуре «Курс-А» и «Курс-П» сигналов поднесущих частот $f_{1п}$ и $f_{2п}$ и манипуляции по фазе частотами F_M сигналов $f_{1н}$ и $f_{2н}$.

После замыкания колец измерения радиальной скорости и дальности в аппаратуре «Курс-А» вырабатывается сигнал «захват» и излучается ретранслированный сигнал для обеспечения измерения дальности и радиальной скорости в аппаратуре «Курс-П».

В режимах секторного поиска работа аппаратуры «Курс-А» и «Курс-П» осуществляется с помощью узконаправленных антенн и также завершается формированием СНЦ и сигнала «захват». Дальность действия при этом увеличивается с 50 до 400 км при произвольной ориентации объекта П и предварительной ориентации объекта А в направлении на объект П и до 200 км при предварительной ориентации объектов А и П.

После выработки сигнала «захват» аппаратура «Курс-А» измеряет дальность и скорость. По сигналам аппаратуры «Курс-А» объект А осуществляет сближение и выход в конус причаливания объекта П.

На дальности около 1 км в аппаратуре «Курс-П» включается излучение сигналов частот f_3 и f_4 . При этом сигнал f_3 модулируется специальными частотами синхронно с частотой и фазой опорных напряжений генератора опорных напряжений антенны аппаратуры «Курс-П», и при нахождении объекта А в конусе $\pm 30^\circ$ относительно оси заданного стыковочного узла объекта П в аппаратуре «Курс-А» формируются углы ориентации объекта А в системе координат объекта П по рысканью и тангажу.

По окончании вхождения в конус причаливания в аппаратуру «Курс-П» передается команда для переключения приемопередатчи сигналов с широконаправленной антенны на узконаправленную антенну заданного стыковочного узла, и аппаратура переходит в режим причаливания.

После перехода в режим причаливания аппарата «Курс-А» по сигналам частот $f_{2н}$ и f_3 , излучаемых разными антеннами, образуется измерительная база, по которой измеряются составляющие угла взаимного крена γ_ψ и γ_v . По мере сближения объектов на дальности 20 м аппаратура «Курс-А» по сигналам частот $f_{2н}$ и f_4 , образующим вторую измерительную базу, формирует углы γ_ψ и γ_v с более высокой точностью.

Измеренные параметры относительного движения ρ , $\dot{\rho}$, Ψ_A , v_A , Ψ_n , v_n , γ_ψ и γ_v выдаются аппаратурой на объекте А до касания и обеспечивают сближение и автоматическую стыковку КК, в том числе МКС сложной конфигурации с транспортными и грузовыми кораблями «Союз» и «Прогресс».

4.4.7. ИСПОЛНИТЕЛЬНЫЕ ОРГАНЫ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ

Исполнительные органы (ИО) системы управления можно разбить на две группы:

ИО, использующие для создания управляющих моментов внешние физические поля (гравитационные штанги, магнитные устройства, аэродинамические панели, солнечные паруса и т.п.);

ИО на реактивных принципах.

Последние ИО делятся на два класса:

реактивные управляющие двигатели, создающие тягу за счет выброса двигателем масс рабочего тела;

инерционные ИО, создающие управляющий момент путем изменения вектора угловой скорости вращающихся масс.

4.4.7.1. Жидкостные ракетные двигатели малой тяги

Жидкостные ракетные двигатели малой тяги (ЖРДМТ) — это ЖРД тягой от 0,01 до 1600 Н [1]. ЖРДМТ обычно используют в качестве исполнительных органов систем управления КА. Их применяют для ориентации, стабилизации, коррекции орбиты, сближения, причаливания, стыковки, торможения при спуске, посадки, маневрирования КА, а также для придания ускорения с целью создания силы тяжести, например, для обеспечения запуска маршевого ЖРД, отделения частей КА и др.

Включение и выключение ЖРДМТ осуществляется подачей напряжения постоянного тока от системы управления объекта на нор-

мально закрытые электроклапаны, в результате чего топливо поступает в камеру двигателя. В камере ЖРДМТ, в результате сгорания или разложения топлива, образуется высокотемпературный газ, который при истечении из сопла создает тягу двигателя.

ЖРДМТ в зависимости от выполняемой задачи могут работать как в непрерывном режиме, продолжительность которого может достигать нескольких тысяч секунд, так и в импульсных режимах, которые характеризуются многократностью кратковременных включений двигателя.

При непрерывном режиме работы удельный импульс тяги практически не зависит от времени включения [1]. При импульсных режимах работы удельный импульс тяги в общем случае зависит от времени и частоты включений, а также от порядкового номера импульса в серии включений. Максимальное время включений при импульсных режимах работы обычно находится в пределах от 0,02 до 0,25 с.

Режим одиночных включений ЖРДМТ характеризуется большими паузами между включениями, в течение которых двигатель приходит в исходное тепловое состояние.

Режим работы, в основном, зависит от назначения двигателя. Двигатель коррекции орбиты чаще всего работает в непрерывном режиме с большой длительностью включения, двигатели ориентации, стабилизации — в импульсных режимах и режимах одиночных включений.

Основные параметры и характеристики ЖРДМТ: энергомассовые; динамические; эксплуатационные и показатели надежности.

Энергомассовые параметры ЖРДМТ отражают его энергетические возможности, конструктивное совершенство и эффективность применяемого топлива.

В эту группу параметров входят:

номинальная тяга;

импульс тяги;

удельный импульс тяги: при установившемся непрерывном режиме — $I_{y,n}$; при установившемся импульсном режиме — $I_{y,и}$; на режиме одиночных включений — $I_{y,од}$.

Номинальная тяга P_n — тяга ЖРДМТ на установившемся непрерывном режиме работы при номинальных условиях

$$P_n = \dot{m}_n W_c + (P_c - P_0) F_c,$$

где \dot{m}_n — средний массовый расход топлива; W_c — скорость газа в выходном сечении сопла;

P_c — давление газа в выходном сечении сопла; P_o — давление окружающей среды; F_c — площадь выходного сечения сопла.

При работе двигателя в космических условиях давление окружающей среды составляет $10^{-2} \dots 10^{-3}$ Па, поэтому приближенно можно считать $P_o = 0$. Тогда выражение для тяги примет вид

$$P_n = \dot{m}_n W_c + P_c F_c.$$

Удельный импульс тяги при установившемся непрерывном режиме работы — отношение тяги ЖРДМТ к расходу топлива на установившемся непрерывном режиме работы:

$$I_{уп} = \frac{P}{\dot{m}}.$$

Импульс тяги — интеграл от функции тяги ЖРДМТ по времени его работы:

$$I = \int_0^{\tau_p} P d\tau,$$

где τ_p — время работы ЖРДМТ.

Удельный импульс тяги при работе ЖРДМТ в импульсных режимах и при одиночных включениях — отношение импульса тяги за одно включение к расходу топлива за это включение:

$$I_{уд} = \frac{\int_0^{\tau_p} P d\tau}{\int_0^{\tau_p} \dot{m} d\tau}.$$

Динамические параметры характеризуют переходные процессы при включении и выключении ЖРДМТ.

Время включения ЖРДМТ $\tau_{вк}$ — интервал времени от момента подачи напряжения на электроклапаны до момента снятия напряжения.

Время выхода ЖРДМТ на режим $\tau_{0,9}$ — интервал времени от момента подачи напряжения на электроклапаны ЖРДМТ до момента, когда тяга или давление в камере достигает значения, равного 90 % значения тяги или давления в камере на непрерывном режиме.

Время останова ЖРДМТ $\tau_{ост}$ — интервал времени от момента снятия напряжения с электроклапанов до момента, когда тяга или давление в камере снизится до значения, равного 10 % значения тяги или давления в камере на непрерывном режиме.

Время работы ЖРДМТ τ_p — сумма времен включения и останова ЖРДМТ.

Пауза между включениями ЖРДМТ $\tau_{п}$ — интервал времени от момента снятия напряжения с электроклапанов ЖРДМТ до момента подачи напряжения для следующего включения ЖРДМТ.

Частота включений ЖРДМТ f — число включений ЖРДМТ в секунду.

Эксплуатационные параметры ЖРДМТ определяются прежде всего назначением КА, на котором двигатели используются, программой и длительностью функционирования аппарата.

Общими, присущими любому ЖРДМТ, эксплуатационными параметрами являются: циклограмма включений, условия окружающей среды, линейные и вибрационные перегрузки, срок эксплуатации.

Циклограмма определяет длительность и частоту включений ЖРДМТ; по циклограмме работы и длительности функционирования КА определяют требуемый ресурс работы двигателя и запас топлива.

Условия окружающей среды характеризуются давлением, температурой, влажностью, невесомостью, радиационной обстановкой. Линейные и вибрационные перегрузки возникают при транспортировке КА к месту старта, в процессе вывода КА РН на орбиту и во время маневров КА на орбите.

В срок эксплуатации входят время хранения ЖРДМТ в складских условиях и время нахождения в полете КА.

Способность двигателя сохранять свою работоспособность и значения параметров в заданных пределах при всех условиях эксплуатации характеризуется *надежностью*. Количественно надежность оценивается с помощью вероятностно-статистических методов расчета по результатам испытаний ЖРДМТ в целом и его элементов, а также элементов других двигателей аналогичной конструкции.

Количественными показателями надежности ЖРДМТ являются:

- вероятность безотказной работы;
- среднеквадратичное отклонение вероятности безотказной работы;
- доверительная вероятность;
- ресурс работы ЖРДМТ по суммарному времени работы;
- ресурс работы ЖРДМТ по количеству включений;
- общее время эксплуатации ЖРДМТ.

Компоненты топлива

В ЖРДМТ используются однокомпонентные и двухкомпонентные жидкие топлива, к которым предъявляются следующие требования:

обеспечение высокого удельного импульса тяги;

химическая и термическая стабильность;

взрывобезопасность в условиях эксплуатации;

совместимость с конструкционными материалами;

большая плотность;

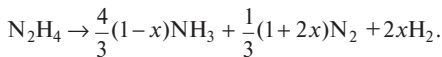
минимальная токсичность;

обеспеченность сырьевыми ресурсами.

Из жидких однокомпонентных топлив наиболее полно этим требованиям отвечают высококонцентрированная перекись водорода H_2O_2 и гидразин N_2H_4 . Эти топлива разлагаются в присутствии катализаторов с выделением тепла и образованием высокотемпературного рабочего тела.

Для разложения *перекиси водорода* обычно используется перманганат калия $KMnO_4$. Продукты разложения 98 %-ной H_2O_2 имеют температуру до 1300 К и позволяют получить удельный импульс тяги в вакууме до 1900 м/с (при давлении в камере 1,0 МПа). Ограниченность применения перекиси водорода обусловлена низкой экономичностью двигателей и недостаточной химической стабильностью топлива.

Гидразин в присутствии катализаторов разлагается с выделением тепла и образованием газообразных продуктов (аммиак, азот и водород):



Состав и температура продуктов разложения гидразина определяются долей разложившегося аммиака x и зависят от времени пребывания гидразина в каталитическом пакете, которое в свою очередь зависит от размеров пакета, давления и расходонапряженности. С увеличением времени пребывания продуктов в каталитическом пакете степень разложения аммиака увеличивается, а температура газов уменьшается (рис. 4.4.53). Теоретически максимальный удельный импульс тяги достигается при нулевом значении степени разложения аммиака, однако на практике эти условия не реализуются.

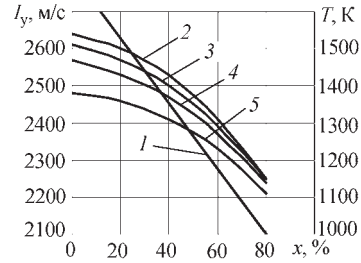


Рис. 4.4.53. Изменение теоретических величин удельного импульса тяги I_y и температуры продуктов разложения гидразина T от степени диссоциации аммиака x :

1 — температура; 2 — I_y при степени расширения сопла $\bar{F}_a = 80$; 3 — I_y при $\bar{F}_a = 60$; 4 — I_y при $\bar{F}_a = 40$; 5 — I_y при $\bar{F}_a = 20$

Удельный импульс тяги двигателей на гидразине может достигать 2400 м/с. Гидразин, по сравнению с перекисью водорода, характеризуется более высокой химической стабильностью и, как недостаток, высокой температурой замерзания (275 К).

В качестве катализаторов разложения гидразина применяют как «холодные» катализаторы, так и «горячие», которые требуют предварительного подогрева до 600...700 К.

К «холодным» катализаторам относится широко применяемый в зарубежных однокомпонентных двигателях катализатор Shell-405, состоящий из пористых частиц оксида алюминия Al_2O_3 размером 0,8...1,0 мм с большой удельной поверхностью (160 м²/г), пропитанный иридием (33 % иридия и 67 % окиси алюминия). «Горячие» катализаторы на основе железа, никеля и кобальта по эффективности не уступают Shell-405 и значительно дешевле, однако требуют дополнительного расхода электроэнергии на их разогрев.

В табл. 4.4.11 представлены теплофизические свойства некоторых однокомпонентных жидких топлив.

Двухкомпонентные стабильные самовоспламеняющиеся топлива обеспечивают, по сравнению с однокомпонентными топливами, более высокие экономические, динамические и эксплуатационные характеристики. В этих топливах в качестве окислителя применяют азотный тетроксид (АТ), горючими являются несимметричный диметилгидразин (НДМГ), монометилгидразин (ММГ), гидразин и аэрозин-50 (А-50),

4.4.11. Теплофизические свойства однокомпонентных жидких топлив

Характеристика	Топливо		
	H ₂ O ₂ (90 %)	H ₂ O ₂ (98 %)	N ₂ H ₄ (100 %)
Плотность при температуре 298 К, г/см ³	1,357	1,443	0,997
Температура замерзания, К	262	272,9	274,75
Температура кипения, К	415	421	386
Удельная теплоемкость, Дж/г·К	2,76	1,53	3,14
Температура, до которой сохраняется термостабильность, К	—	383	533
Теоретический удельный импульс тяги в вакууме, м/с	1770	1900	2430
Температура газа в камере ($P_k = 1,0$ МПа), К	1148	1239	1346
Продукты разложения топлива	H ₂ O, O ₂	N ₂ , H ₂ , NH ₃	

4.4.12. Свойства некоторых горючих и окислителей

Параметры компонентов топлива	Азотный тетроксид N ₂ O ₄	Гидразин N ₂ H ₄	Монометил-гидразин CH ₃ N ₂ H ₃	Несимметричный диметилгидразин (CH ₃) ₂ N ₂ H ₂	Аэрозин-50
Плотность при температуре 298 К, кг/м ³	1450	1064	874	784	899
Температура замерзания, К	261,9	274,7	220,8	215,9	265,7
Температура кипения, К	294,3	386,7	360,7	336,1	343
Молекулярная масса	92,016	32,048	46,075	60,102	45,584
Теплота испарения, кДж/кг	415	1335	877	583	—
Теоретический удельный импульс тяги*, м/с	—	3319	3325	3227	3320
Температура продуктов сгорания в камере, К	—	2952	3104	3001	3071
Массовое соотношение компонентов топлива	—	1,0	1,75	1,85	1,57

* С N₂O₄, при давлении в камере сгорания 1,0 МПа и степени расширения газа в сопле 1000.

представляющий собой смесь 50 % НДМГ и 50 % гидразина. В табл. 4.4.12 представлены основные параметры компонентов таких топлив.

Основным недостатком топлив этого типа является токсичность обоих компонентов топлива, а также продуктов их сгорания.

Другую группу двухкомпонентных топлив, применяемых в двигателях малой тяги, составляют топлива на основе кислорода, водорода, углеводородов. Несмотря на то, что многие из рассматриваемых компонентов топлив этой группы подаются в двигатели в газобразном, а не в жидком, состоянии, сами двигатели по совокупности схожих признаков часто причисляют к классу ЖРДМТ. Основным преимуществом этих топлив являются экологически благоприятные свойства компонентов и продуктов сгорания топлив, основным недостаток — необходимость принудительного воспламенения топливной смеси, что приводит к усложнению конструкции и увеличению массы двигателя. В качестве воспламенителя обычно применяют электрическую свечу, установленную в форкамере, в которую подается небольшая часть расхода топлива. В табл. 4.4.13 представлены основные параметры компонентов таких топлив.

Виды ЖРДМТ

Однокомпонентные ЖРДМТ — это двигатели, работающие на однокомпонентном жидком топливе.

Области рационального применения однокомпонентных ЖРДМТ определяются следующими их преимуществами:

простота и надежность;
экологическая «чистота» продуктов разложения;

возможность реализации очень малой тяги;
минимальная масса ДУ с однокомпонентными ЖРДМТ при небольших потребных для выполнения задачи суммарных импульсах тяги.

Так, ЖРДМТ на перекиси водорода используют для управления спуском возвращаемого модуля КК «Союз». ЖРДМТ на гидразине широко используются для ориентации, стабилизации и разгрузки маховиков высокоорбитальных КА «Экспресс», «Глонасс» (Россия), «Intelsat», «Satcom» (США), «Spot» (Европа) и др.

На рис. 4.4.54 представлена конструкция двигателя тягой 50 Н, в которой для разложения гидразина использован активный гранулированный катализатор. Для повышения устойчивости процесса разложения катализатор включает две фракции с мелкими 1 и крупными 3 гранулами. Высокая динамика выхода двигателя на режим и ресурс работы катализатора достигается использованием электрического нагревателя 2 и теплоизоляция 4.

ЖРДМТ, использующих «горячий» катализатор, называют термокаталитическими двигателями (ТКД). Для управления многих российских высокоорбитальных КА применя-

4.4.13. Свойства некоторых горючих и окислителей

Параметры компонентов топлива	Кислород (газ) O ₂	Водород (газ) H ₂	Метан (газ) CH ₄	Синтетическое углеводородное горючее (УВГ)
Плотность при температуре 298 К и давлении 0,1 МПа, г/см ³	9,2·10 ⁻³	8,2·10 ⁻⁴	6,5·10 ⁻³	0,85
Температура замерзания, К	54,32	13,85	90,67	~150
Температура кипения, К	90,18	20,27	111,66	~430
Молекулярная масса, г/моль	32,000	2,016	16,042	136
Теоретический удельный импульс тяги, (с O ₂), м/с	—	4781	3775	3650
Температура продуктов сгорания в камере, К	—	3010	3318	3448
Массовое соотношение компонентов топлива	—	4,0	3,2	2,7

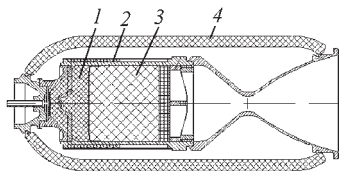


Рис. 4.4.54. Конструкция гидразинового двигателя тягой 50 Н с активным катализатором:

1 — мелкая фракция; 2 — нагреватель;
3 — крупная фракция; 4 — теплоизоляция

ется самый маленький двигатель на жидком топливе — ТКД тягой 0,1 Н.

Основным узлом двигателя (рис. 4.4.55) является модуль 8, включающий камеру разложения гидразина с соплом 7, электронагреватель 5, узел подачи топлива 3 в камеру и экранно-вакуумную теплоизоляцию 4. Внутри камеры разложения размещен каталитический пакет 6, выполненный из брикетов металлического катализатора. Подача топлива в предварительно нагретую камеру разложения осуществляется при открытии электромагнитных клапанов 1 через капиллярный узел подачи 3. Контроль функционирования двигателя осуществляется по температуре и давлению (датчик давления 2) в камере разложения.

Технические характеристики ТКД тягой 0,1 Н

Топливо	Гидразин
Номинальная тяга двигателя, Н . . .	0,1
Удельный импульс тяги при установившемся непрерывном режиме работы, м/с	2000...2100
Номинальное давление топлива на входе в двигатель, кПа	172
Ресурс работы по времени, ч.	≥ 160
Разброс тяги двигателя при одинаковых входных параметрах (температура и давление топлива), % . . .	≤ 1,5
Разброс единичного импульса тяги при одинаковых входных параметрах, %	≤ 3,0

Двухкомпонентные ЖРДМТ — это двигатель, работающий на двухкомпонентном ракетном топливе. Эти двигатели характеризу-

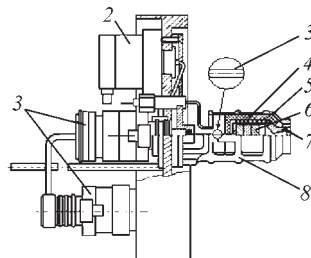


Рис. 4.4.55. Конструкция гидразинового ТКД тягой 0,1 Н:

1 — электроклапан; 2 — датчик давления; 3 — капиллярный узел подачи гидразина; 4 — теплоизоляция; 5 — нагреватель; 6 — брикет катализатора; 7 — сопло; 8 — модуль

ются высоким удельным импульсом и динамичной, малым энергопотреблением, большим сроком службы. Двигатели могут работать в импульсных режимах с большой частотой включений. В большинстве отечественных двухкомпонентных ЖРДМТ используются стабильное самовоспламеняющееся топливо — АТ и НДМГ, в двигателях США и Европы в качестве горючего используется ММГ, А-50 и гидразин. Двухкомпонентные ЖРДМТ обеспечивали управление в космическом полете орбитальных станций «Салют», всех модулей орбитального комплекса «Мир», управление полетом модулей «Звезда» и «Заря» МКС, транспортных КК обслуживания станции серии «Союз» и «Прогресс», а также ряда других КА. Такие двигатели широко используются и в зарубежной практике для управления таких объектов, как «Space Shuttle», «Apollo», «Thuraya», «Galaxy» (США), «Eutelsat», «Inmarsat» (Европа).

Для защиты стенки камеры сгорания от воздействия высокотемпературных продуктов сгорания (>3000 К) используется внутреннее завесное и наружное радиационное охлаждение.

Смесительная головка должна обеспечивать хорошее смешение компонентов топлива в «ядре» потока и подачу одного из компонентов топлива на стенку камеры сгорания для организации относительно холодного пристеночного слоя. В двухкомпонентных ЖРДМТ используются струйные (рис. 4.4.56) или струйно-центробежные (рис. 4.4.57) смесительные головки (СГ). При малых расходах струйные СГ позволяют рационально распределить расход компонентов топлива по сече-

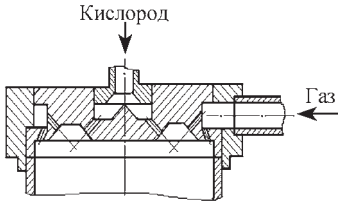


Рис. 4.4.56. Конструкция струйной смесительной головки

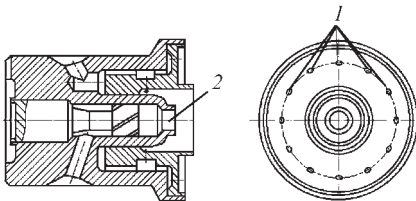


Рис. 4.4.57. Конструкция струйно-центробежной смесительной головки:
 1 — струйные форсунки; 2 — двухкомпонентная центробежная форсунка

нию камеры, в результате чего формируется ядро газового потока с высокой полнотой сгорания топлива и относительно холодный пристеночный слой одного из компонентов (обычно горючего).

Эффективный распыл компонентов топлива струйными форсунками достигается при перепаде давления на них не менее 1,0 МПа. Для исключения засорения форсунок твердыми частицами и возникновения процесса облитерации минимальный диаметр отверстий ограничен величиной 0,2 мм.

На практике в отечественных ЖРДМТ тягой более 10 Н, как правило, используется комбинация струйных и центробежных форсунок. Данная схема позволяет реализовать высокую полноту сгорания топлива в «ядре» и надежное внутреннее охлаждение стенок камеры сгорания в широком диапазоне изменения давлений компонентов топлива на входе в двигатель.

Важным агрегатом ЖРДМТ является клапан подачи топлива (компонентов топлива) в камеру двигателя. К клапанам предъявляются требования обеспечения быстродействия при открытии и закрытии, высокая герметичность и многократность срабатывания при малой массе и энергопотреблении. Наиболее полно

указанным требованиям удовлетворяют клапаны с электромагнитным приводом (рис. 4.4.58). Высокая герметичность электроклапанов (ЭК) достигается использованием «мягкого» клапанного уплотнения (фторопластовый вкладыш 2 и металлическое седло 1). Открытие клапана осуществляется при подаче напряжения питания постоянного тока на катушку электромагнита 3, притягивающего якорь 5. Клапан закрывается после обесточивания электромагнита под действием пружины 4.

Основные параметры ЭК

- Расход топлива, см³/с 2,0...20,0
- Номинальное напряжение питания, В 27
- Максимальное токопотребление, А 0,2...0,5
- Время открытия τ_{о,к} (рис. 4.4.59), с < 0,01...0,03
- Время закрытия τ_{з,к} (рис. 4.4.59), с < 0,008...0,025
- Утечки жидкого топлива через клапан, см³/сут < 1,0
- Гарантированный ресурс, вкл. . . (1,0...3,0)·10⁵
- Масса, не более, кг 0,04...0,18

Для уменьшения времени открытия ЭК может быть использован способ питания клапана с увеличенным напряжением при включении, с последующим переходом на напряжение удержания клапана в открытом состоянии.

Разработаны конструкции ЭК, способные изменять расход жидкости путем подачи высокочастотных импульсов напряжения пи-

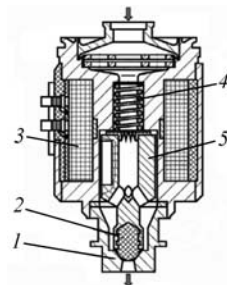


Рис. 4.4.58. Конструкция электроклапана:
 1 — седло; 2 — «мягкий» вкладыш; 3 — электромагнит; 4 — пружина; 5 — якорь

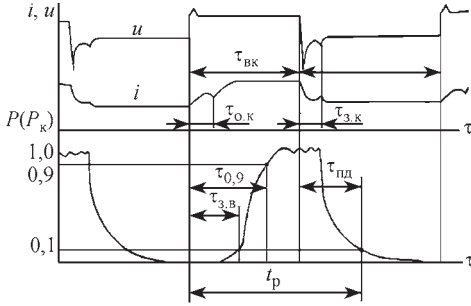


Рис. 4.4.59. Изменение напряжения u и тока i на электроклапанах и тяги P (давления в камере P_k) ЖРДМТ во времени:

$\tau_{вк}$ — время включения; $\tau_{о.к}$ — время открытия клапана; $\tau_{з.к}$ — время закрытия клапана; P — тяга; P_k — давление в камере; $\tau_{0,9}$ — время выхода на режим; $\tau_{пд}$ — время останова; $\tau_{з.в}$ — задержка воспламенения; τ_p — время работы

тания ЭК с управляемой частотой следования импульсов, вследствие чего клапан «зависает» в положении между полным открытием и закрытым состоянием. Величина расхода жидкости определяется зазором между текущим положением клапана и седла.

Повышение удельного импульса тяги двухкомпонентных ЖРДМТ во многом достигается увеличением температуры пристеночного слоя и рабочей температуры стенки камеры сгорания, что приводит к необходимости использования в конструкции жаропрочных материалов, таких как сплавы на основе молибдена, ниобия и других тугоплавких металлов. Для повышения сопротивления материалов к высокотемпературному окислению на стенки наносят специальные покрытия на основе оксидов молибдена, циркония, гафния, тория и кремния. Камеры из тугоплавких материалов с жаростойкими покрытиями работоспособны до температуры стенки 1800 К, что способствует повышению удельного импульса тяги до 2900...3100 м/с.

На рис. 4.4.60 приведена конструкция двигателя R-4D тягой 450 Н (фирма Marquardt, США).

Камера сгорания двигателя изготовлена из сплава молибдена с 0,5 % титана, а для защиты ее от коррозии используется дисилицид-молибденовое ($MoSi_2$) покрытие. Смесительная головка 3 струйного типа имеет четыре концентрических пояса форсунок, обеспечивающих эффективное сгорание топлива АТ-ММГ (А-50) в ядре потока и надежное за-

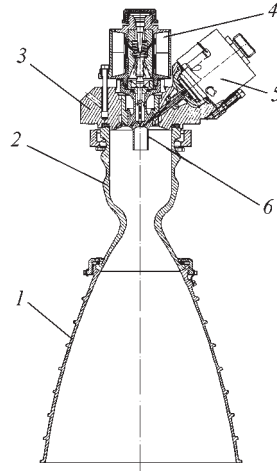


Рис. 4.4.60. Конструкция ЖРДМТ R-4D

весное охлаждение горячим стенкам камеры сгорания 2 и форкамеры 6. Сопло 1 с насадком имеют радиационное охлаждение. Наличие форкамеры с двухструйным смесительным элементом обеспечивает предварительное повышение давления в камере и уменьшение задержки воспламенения основного расхода топлива. Подачу и отсечку поступления топлива в камеру осуществляют электромагнитные клапаны окислителя 4 и горючего 5. Герметичность электроклапанов достигается использованием в конструкции запорных узлов «мягкого» уплотнения из тефлона, а высокая надежность — наличием двух автономных обмоток электромагнита в приводе каждого клапана.

Основные технические характеристики двигателя R-4D

Топливо	АТ-ММГ (А-50, гидразин)
Номинальная тяга, Н	445
Удельный импульс при установленном непрерывном режиме работы, м/с	2760
Давление топлива на входе в двигатель, МПа	1,1...1,73
Суммарный импульс тяги, Н·с	$8,9 \cdot 10^6$
Минимальная продолжительность включения, мс	10
Ресурс по времени работы, с	$2 \cdot 10^4$

Ресурс по количеству включений.	$5 \cdot 10^4$
Время выхода на режим, мс.	10
Время останова, мс.	10
Максимальная температура стенки камеры сгорания, К.	1563
Масса двигателя, кг.	3,2

Для эксплуатации на отечественных КА создано около 30 двухкомпонентных ЖРДМТ на топливе АТ-НДМГ тягой от 0,4 до 400 Н. Последнее поколение таких двигателей отличаются высокой экономичностью, динамическими характеристиками и надежностью в эксплуатации. Так, удельный импульс тяги при непрерывной работе эксплуатируемых на МКС отечественных ЖРДМТ превышает 2845 м/с. Камеры сгорания этих двигателей тягой около 100 Н изготовлены из ниобиевого сплава с дисилицидмолибденовым покрытием.

Разработаны также двигатели на экологически «чистом» топливе кислород (газ) — УВГ. Так, для управления положением многоразового транспортного космического корабля (МТКК) «Буран» был создан ЖРДМТ тягой 186 Н (рис. 4.4.61). Воспламенение топливной смеси в камере сгорания осуществляется агрегатом зажигания электроискрового типа 1, потребляющим не более 1 А в течение 0,12 с. Тепловое состояние двигателя во время его работы во всех режимах обеспечивается внутренним завесным и наружным регенеративным охлаждением камеры сгорания, радиационным охлаждением сопла 3, контактным теплообменом через фланец 2 крепления двигателя

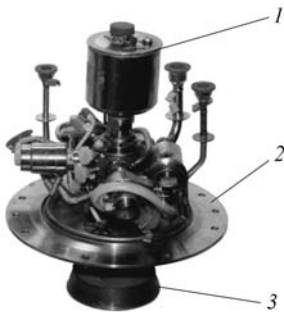


Рис. 4.4.61. ЖРДМТ на топливе кислород (газ) — синтетическое УВГ:

1 — агрегат зажигания; 2 — фланец крепления двигателя; 3 — сопло

к КК и/или прокачкой теплоносителя через теплообменный контур смесительной головки. Компоненты топлива подаются в двигатель с помощью электромагнитных клапанов. Двигатель имеет стабилизатор, обеспечивающий постоянный расход окислителя при возможных изменениях давления на входе.

Основные характеристики двигателя КК «Буран»

Компоненты топлива, окислитель/горючее	Кислород (газ) — УВГ
Средняя номинальная тяга, Н.	186
Средний удельный импульс тяги в непрерывном режиме, м/с	2521
Давление топлива на входе, МПа.	2,45...5,89/ 1,37...1,96
Время включения, с.	0,06...100
Геометрическая степень расширения сопла	52,9
Максимальная масса, кг	6,3
Суммарный импульс тяги, кН·с	857,4
Ресурс по количеству включений.	40 000

Одной из проблем создания двигателей на экологически благоприятных топливах является обеспечение надежного многократного зажигания несамовоспламеняющегося топлива в сочетании с высокой динамикой процесса выхода двигателя на режим. Чаще других в конструкциях таких двигателей используется электроискровое воспламенение топлива, обеспечивающее требуемые динамические характеристики и надежность запуска двигателя. В таких устройствах воспламенение топлива происходит при взаимодействии топливной смеси с высоковольтными (10...20 кВ) электроискровыми разрядами.

Кроме электроискрового способа рассматривается применение в ЖРДМТ калильного зажигания, характеризуемого малой массой агрегата зажигания (калильной свечи) и низкими напряжением и током в цепи питания свечи. На рис. 4.4.62 представлена типовая схема смесительной головки двигателя, воспламенение топлива в котором осуществляется с помощью калильной свечи, размещенной в форкамере. После воспламенения порции пускового топлива процесс горения

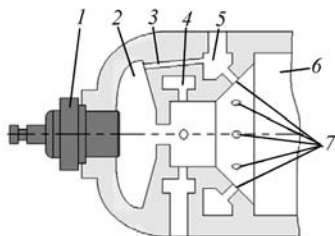


Рис. 4.4.62. Схема смесительной головки ЖРДМТ с принудительным воспламенением топлива:

1 — калильная свеча; 2 — форкамера; 3 — подача окислителя в форкамеру; 4 — коллектор с форсунками горючего; 5 — коллектор окислителя; 6 — камера сгорания; 7 — форсунки подачи окислителя в камеру сгорания

распространяется в камеру сгорания, воспламеняя основной расход топлива.

В последние годы в конструкциях камер сгорания двухкомпонентных ЖРДМТ находят применение материалы рений/иридий, платина/родий. Проводятся работы по использованию для изготовления камер металлокерамики и углерод-углеродных композиционных материалов (УУКМ), которые работоспособны при температуре до 2200...2700 К.

Проектирование и отработка ЖРДМТ

Разработка ЖРДМТ включает в себя следующие основные этапы:

научно-исследовательские работы, в процессе которых решаются отдельные проблемы создания и выбираются направления разработки;

опытно-конструкторские работы, на стадии которых выбираются принципиальные варианты выполнения важнейших узлов и двигателя в целом, апробируются новые конструктивные решения;

эскизное проектирование, при котором на основании расчетно-теоретических и опытно-конструкторских работ проводится обоснование и выбор варианта двигателя и его узлов, а также составляется дальнейший план разработки изделия;

выпуск чертежно-технической документации и технологической документации для экспериментальной отработки двигателя и его опытного производства;

наземную экспериментальную отработку двигателя и его агрегатов в условиях, макси-

мально приближенных к условиям космического полета;

летные испытания двигателя в составе двигательной установки КА и сдача его заказчику.

Конечным этапом разработки ЖРДМТ является выпуск комплекта технической и технологической документации, обеспечивающей промышленное изготовление двигателя и его узлов с заданными характеристиками.

На различных стадиях проектирования ЖРДМТ производится расчетная оценка основных конструктивных и функциональных параметров двигателя и его узлов, обеспечивающих достижение заданных техническим заданием параметров и характеристик.

Расчет удельного импульса тяги однокомпонентного ЖРДМТ на гидразине. Среди многочисленных факторов, оказывающих влияние на удельный импульс тяги гидразинового ЖРДМТ выделяются три определяющих: степень диссоциации аммиака, тепловые потери в конструкцию и окружающую среду и режим работы.

В разработанных конструкциях двигателей степень диссоциации аммиака x составляет около 0,5, при этом теоретический удельный импульс тяги при геометрической степени расширения сопла $\bar{F}_a \geq 50$ превышает 2500 м/с, что на 80 м/с меньше максимального, реализуемого при $x = 0$.

Тепловые потери приводят к уменьшению температуры продуктов разложения и удельного импульса тяги двигателей и обусловлены отводом тепла от камеры разложения в смежные элементы конструкции и затем в окружающую среду. Для уменьшения тепловых потерь камеру разложения снаружи теплоизолируют. Величина потерь удельного импульса тяги гидразиновых ЖРДМТ обычно составляет 100...400 м/с и с уменьшением размерности (номинальной тяги) двигателя увеличивается. На рис. 4.4.63 представлена зависимость удельного импульса тяги гидразинового ЖРДМТ при непрерывной работе от уровня номинальной тяги.

При работе двигателей в импульсных режимах и при одиночных включениях имеют место дополнительные потери удельного импульса тяги, обусловленные тепловыми потерями на прогрев каталитического пакета и потерями на нерасчетность процессов в камере двигателей на переходных участках импульса. На рис. 4.4.64 представлены типовые зависи-

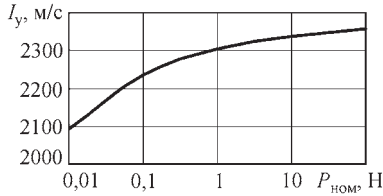


Рис. 4.4.63. График зависимости удельного импульса тяги гидразиновых ЖРДМТ при непрерывной работе от уровня номинальной тяги

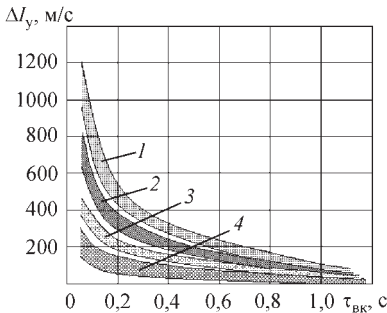


Рис. 4.4.64. Графики зависимости потерь удельного импульса тяги гидразиновых ЖРДМТ от продолжительности включений и пауз между включениями:

1 — одиночные включения; 2 — пауза 5 с; 3 — пауза 0,5 с; 4 — пауза 0,05 с

мости потерь удельного импульса тяги гидразиновых ЖРДМТ от продолжительности включений и пауз между включениями.

Время выхода двигателей на режим 70 и 90 % тяги составляет менее 0,05 с и 0,2...0,4 с соответственно, время останова 0,3...1,5 с, масса конструкции характеризуется зависимостью

$$M_{кд} = a \lg P + b, \quad (4.4.104)$$

где $a = 0,61...0,7$ и $b = 0,7...1,3$.

Расчет удельного импульса тяги двухкомпонентных ЖРДМТ. В основе определения удельного импульса тяги двухкомпонентных ЖРДМТ лежат данные термодинамических расчетов теоретического удельного импульса тяги для заданных значений соотношения компонентов топлива, давления в камере и степени расширения газа в сопле (рис. 4.4.65).

Для определения на стадии проектирования величины удельного импульса тяги при

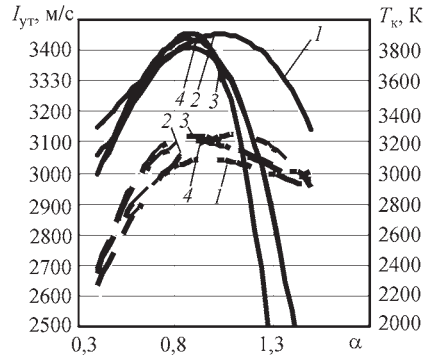


Рис. 4.4.65. Графики зависимости теоретического удельного импульса $I_{у.т}$ и температуры продуктов сгорания в камере T_k двигателя на топливе АТ-НДМГ (ММГ, А-50, гидразин) от коэффициента избытка окислителя α при давлении в камере 1,0 МПа и степени расширения газов в сопле 1000

стационарной работе двигателя используют либо экспериментальные данные, полученные на прототипе разрабатываемого двигателя, либо расчетную методику, учитывающую отличия реальных профилей распределения параметров продуктов сгорания по сечению камеры от идеального при наличии внутреннего охлаждения стенок камеры сгорания. С удовлетворительной для проектных оценок точностью удельный импульс двигателя тягой более 100 Н на непрерывном режиме работы можно определить с помощью зависимости

$$I_{у.н} = 2 K \varphi_c I_{у.т} \frac{1 - \sqrt{\frac{T_c}{T_t}}}{\ln \frac{T_t}{T_c}}, \quad (4.4.105)$$

где $I_{у.т}$, T_t — удельный импульс тяги и температура продуктов сгорания, получаемые из термодинамического расчета или рис. 4.4.67; $\varphi_c \approx 0,95...0,97$ — коэффициент потерь удельного импульса тяги в сопле; $K = 1,05...1,1$ — поправочный коэффициент; T_c — допустимая рабочая температура стенки камеры сгорания (табл. 4.4.14).

В двигателях меньшей тяги из-за малых геометрических размеров камеры сгорания реализуются профили распределения параметров, отличные от принимаемых в расчетах по формуле (4.4.105). В этих случаях используют

4.4.14. Рабочая температура стенки камеры сгорания для различных конструкционных материалов

Материал камеры сгорания	Рабочая температура, К
Коррозионно-стойкая сталь	1000...1150
Ниобиевый сплав с дисилицид-молибденовым покрытием	1600...1800
УУКМ, рений/иридий, платина/родий	2000...2500

ся данные для разработанных двигателей аналогичной размерности. На рис. 4.4.66 представлена зависимость реализованного в ЖРДМТ на топливе АТ-НДМГ удельного импульса на непрерывном режиме работы от уровня номинальной тяги.

Экономичность работы этих двигателей в импульсных режимах и в режимах одиночных включений характеризуется зависимостями на рис. 4.4.67.

Динамические характеристики двухкомпонентных ЖРДМТ на топливе на основе азотного тетроксида определяются быстродействием ЭК подачи компонентов топлива в камеру, временем заполнения заклапанных полостей (объема между запорным элементом клапана и форсунками) и задержкой воспламенения топлива. Время открытия и закрытия ЭК составляет 1...10 мс, время заполнения заклапанных полостей — 5...20 мс, задержка воспламенения — около 1 мс. С учетом продолжительности процесса смешения в камере и времени нарастания давления до 90 % от но-

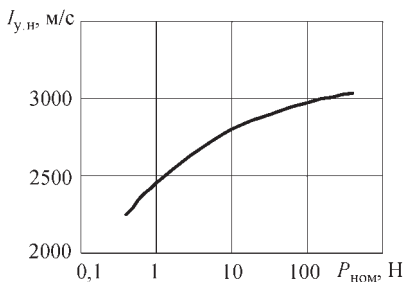


Рис. 4.4.66. График зависимости удельного импульса $I_{y,нр}$ при непрерывной работе ЖРДМТ на топливе АТ-НДМГ от уровня номинальной тяги $P_{ном}$

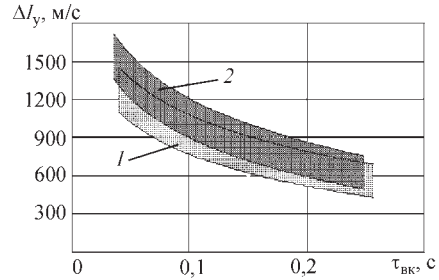


Рис. 4.4.67. Зависимости потерь удельного импульса тяги ΔI_y ЖРДМТ на топливе АТ-НДМГ от продолжительности включения при работе в импульсных режимах (1) и в режимах одиночных включений (2)

минального время выхода двигателей на режим составляет обычно от 10 до 40 мс.

Ввиду большого количества ЖРДМТ в составе одного КА (до 40 двигателей) важным параметром является масса конструкции двигателей. Масса одного двухкомпонентного ЖРДМТ, включающего камеру сгорания с соплом, смесительную головку, два ЭК, а также в некоторых случаях устройства обеспечения теплового режима (теплоизоляция, гидравлическая или электрическая система терморегулирования), сигнализатор давления в камере или срабатывания электроклапанов и другие элементы, в значительной степени определяется размерностью двигателя и характеризуется зависимостью (4.4.104) с коэффициентами $a = 0,56...0,64$ и $b = 0,8...1,3$.

Расчет конструктивных параметров двухкомпонентных ЖРДМТ сводится к определению геометрических размеров камеры сгорания и сопла и расчету схемы смесеобразования.

Основные геометрические размеры камеры сгорания включают диаметр минимального сечения сопла, диаметр и длину камеры сгорания, величины которых определяются соотношениями:

$$F_{кр} = \frac{\beta \dot{m}_T}{P_k}; F_k = (2,5...3,0)F_{кр}; V_k = F_{кр}L_{пр},$$

где $F_{кр}$ и F_k — площади минимального сечения сопла и камеры; \dot{m}_T — расход топлива, определяемый как отношение тяги к удельному импульсу тяги при непрерывной работе; P_k — давление в камере (обычно 0,5...1,0 МПа); β — расходный комплекс (определяется из термодинамических расчетов с учетом коэффициен-

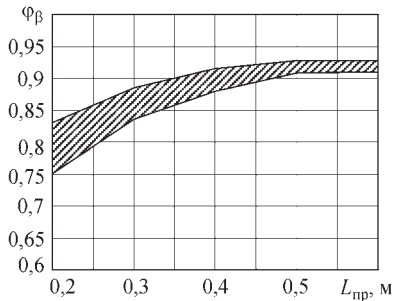


Рис. 4.4.68. График зависимости коэффициента потерь расходного комплекса φ_{β} от приведенной длины камеры сгорания $L_{пр}$

та потерь $\varphi_{\beta} = 0,85...0,96$; V_k — объем камеры сгорания; $L_{пр}$ — приведенная длина камеры сгорания (0,2...0,6 м).

Коэффициент потерь φ_{β} связан с приведенной длиной камеры сгорания $L_{пр}$ эмпирической зависимостью, представленной на рис. 4.4.68.

Сверхзвуковая часть сопла однокомпонентных и двухкомпонентных ЖРДМТ выполняется как профилированной, так и конической (для двигателей тягой менее 10 Н). Выбор степени расширения сопла определяется в результате анализа следующих факторов: достижения максимального удельного импульса тяги; наличия ограничения на габаритные размеры двигателя; возможности изготовления.

При отсутствии ограничений степень расширения сопла выбирается из условия достижения минимальной массы двигательной установки. При таком подходе, с одной стороны, увеличение \bar{F}_a повышает I_y и уменьшает потребный для выполнения задачи запас топлива, а с другой — приводит к увеличению массы самого двигателя (рис. 4.4.69). Для ЖРДМТ, эксплуатируемых на КА, геометрическая степень расширения сопла \bar{F}_a обычно составляет 50...150.

Экспериментальная отработка ЖРДМТ. При экспериментальной отработке ЖРДМТ имитируются наземные условия эксплуатации (хранение, транспортировка и регламентные работы), условия выведения на орбиту (виброперегрузки и статические нагрузки, имитирующие аэродинамические силы) и условия космического полета (глубокий вакуум, радиация, циклограмма включений, работа при крайних сочетаниях внешних факторов). Эк-

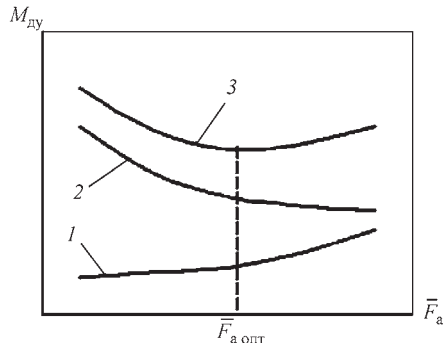


Рис. 4.4.69. Выбор оптимальной геометрической степени расширения сопла \bar{F}_a по критерию минимальной массы двигательной установки $M_{дв}$: 1 — масса ЖРДМТ; 2 — масса топливной системы; 3 — масса ДУ

периментальная отработка и доводка двигателей включает в себя отработку клапанов, смесительной головки, каталитического пакета, камеры с соплом и двигателя в сборе.

Отработка клапана включает обеспечение требуемого уровня электромагнитных и тепловых характеристик электромагнита, заданного уровня герметичности, обеспечение ресурса работы и быстродействия в заданных диапазонах внешних воздействий.

Отработка смесительной головки, каталитического пакета и камеры необходима для обеспечения оптимальной организации процессов смешения и воспламенения компонентов топлива или их каталитического разложения, для выбора способов надежного охлаждения камеры и обеспечения наилучших динамических характеристик.

Комплексная отработка ЖРДМТ включает исследование и достижение заданных энергетических, динамических характеристик и теплового состояния двигателя при крайних значениях напряжения питания электромагнитного привода клапана, температуры окружающей среды, давления топлива на входе при различных циклограммах включений. Комплексная отработка двигателя предусматривает также ресурсные испытания с периодическим контролем стабильности энергетических, динамических и тепловых характеристик двигателя, а также герметичности клапанов.

Основными параметрами, определяющими свойство ЖРДМТ, являются тяга, удель-

ный импульс тяги и динамические параметры. Для определения указанных характеристик при испытаниях двигателей измеряют тягу, расход компонентов топлива, давления и температуры на входе и в камере двигателя, а также временные характеристики импульсных режимов работы. Важной характеристикой ЖРДМТ является также герметичность электроклапанов.

Для определения тяги применяются методы прямого и косвенного измерения усилия. При прямом методе тяга двигателя непосредственно передается на измерительный датчик (датчик силы), а при косвенном методе тяга двигателя компенсируется, например, электромагнитными силами и определяется по электрическим параметрам компенсирующего устройства. При определении тяги используются различные схемы подвески двигателя. Например, для двигателей очень малых тяг используются схемы: с вертикальной осью (крутильный маятник), параллелограмного подвеса и обычного маятника.

Для измерения давлений используются датчики давлений, в которых величина давления на чувствительный элемент и соответствующая упругая деформация последнего преобразуются в электрический сигнал соответствующего уровня. Наибольшее применение нашли датчики емкостного и индуктивного (для быстропеременных параметров) типа.

Расход жидких компонентов топлива определяют с помощью расходомеров турбинного типа (на стационарном режиме работы двигателя) и объемным методом (при импульсной работе двигателя) путем определения изменения объема жидкости в мерной емкости за серию включений двигателя при одинаковой продолжительности и частоте следования импульсов.

Температура компонентов топлива и элементов конструкции ЖРДМТ измеряется: термометрами сопротивления; термопарами хромель-копель (до 773 К); хромель-алюмель (до 1573 К); платинородий-платина (до 2073 К). Для измерения температуры стенки камеры сгорания или истекающих газов более высоких температур, а также при невозможности установки термопар (например, при наличии противокислородного покрытия стенки) используют оптические пирометры.

Для определения импульса тяги малой продолжительности используют косвенный

метод, основанный на измерении давления в камере сгорания с использованием коэффициента пересчета давления в тягу, с последующим интегрированием тяги за импульс.

Для проведения большинства испытаний ЖРДМТ используется испытательная установка, моделирующая условия космического полета. Она оснащается комплексом измерительных средств для регистрации стационарных и быстропеременных процессов с достаточной степенью точности.

4.4.7.2. Электрические ракетные двигатели

Принципиальной особенностью электрических ракетных двигателей (ЭРД) является использование электрической энергии для ускорения рабочего тела и создания тяги. В ЭРД скорость истечения рабочего тела — важнейшая характеристика эффективности любого ракетного двигателя — может превышать аналогичный показатель химических двигателей на порядок и выше. Это ведет к значительному сокращению требуемых запасов рабочего тела. В этом заключается основной положительный эффект от применения ЭРД по сравнению с двигателями на химическом топливе.

ЭРД используются на геостационарных КА связи (спутники серий «Космос», «Луч», «Галс», «Экспресс», «Ямал» и т.д.). В составе КА на орбиту выведены более 240 ЭРД холловского типа, в том числе более половины из них продолжают эксплуатироваться. Суммарная наработка в космосе составила более 20 тыс. ч.

Принципы действия и механизмы ускорения

По способу ускорения рабочего тела можно выделить три класса ЭРД:

двигатели с тепловым ускорением рабочего тела;

двигатели с электромагнитным ускорением рабочего тела;

двигатели с электростатическим ускорением рабочего тела.

Получение тяги в *двигателях с тепловым ускорением* происходит при разгоне вытекающей из двигателя струи, в основном, газодинамическим способом, т.е. за счет превращения в сопле потенциальной энергии (энтальпии) газа в кинетическую. Энергия истекающего газа определяется его температурой перед соплом. К двигателям этого класса относятся электронагревные (ЭНД) и электродуговые (ЭДД) двигатели.

Рис. 4.4.70. Электронагревный двигатель

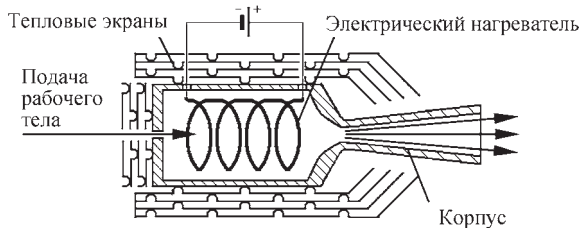
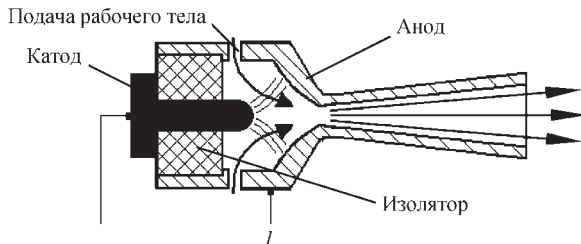


Рис. 4.4.71. Электродуговой двигатель



В ЭНД (рис. 4.4.70) подвод энергии к рабочему телу осуществляется с помощью электрического нагревателя. Поскольку в ЭНД тепловой поток направлен от элементов конструкции к рабочему телу, то величина удельного импульса ограничена максимально допустимой температурой омического нагревателя. По этой причине характерное значение удельного импульса ЭНД не превышает 3000 м/с. Диапазон тяг 0,01...0,4 Н. Достоинством ЭНД является низкая цена тяги, что делает целесообразным их применение на КА с малой энерговооруженностью.

В ЭДД (рис. 4.4.71) нагрев рабочего тела осуществляется за счет тепловой энергии, выделяющейся в потоке газа при пропускании через него тока электрической дуги. В этом случае температура газа может значительно превышать температуру электродов двигателя и, следовательно, скорость истечения газа из сопла двигателя заметно больше, чем в ЭНД. В зависимости от используемого рабочего тела удельный импульс может достигать 5000...5500 м/с для гидразина и 10 000...15 000 м/с для водорода. Тяга при потребляемой мощности 0,5...2,0 кВт изменяется в диапазоне 0,1...0,3 Н. Применение ЭДД на гидразине является логическим путем модернизации корректирующих ДУ КА, строящихся на применении термokatалитических ЖРД малой тяги.

В двигателях с электромагнитным ускорением рабочим веществом является квазинейтральная плазма, разгоняемая за счет электро-

магнитной энергии. Двигатели этого класса принято подразделять на два подкласса в зависимости от того, какое магнитное поле используется в процессе ускорения — собственное или внешнее.

В электромагнитных двигателях (ЭМД) без внешнего магнитного поля плазма ускоряется, в основном, за счет взаимодействия тока разряда с собственным магнитным полем. Типичным представителем двигателей этого типа является торцевой сильноточный двигатель (ТСД) с коаксиальной геометрией электродов. Эффективная работа таких двигателей возможна лишь при значительных токах разряда и соответственно высоких мощностях — свыше 300 кВт, поэтому на современных орбитальных КА они не используются.

Наиболее распространенная схема ЭМД с внешним магнитным полем — торцевой холловский двигатель (ТХД) (рис. 4.4.72) (в зару-

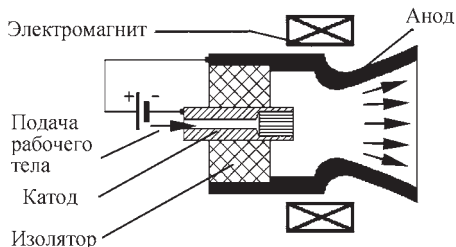


Рис. 4.4.72. Торцевой холловский двигатель

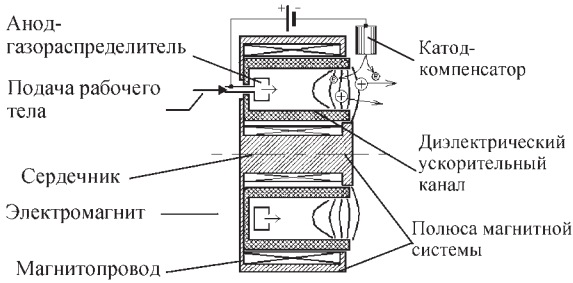


Рис. 4.4.73. Стационарный плазменный двигатель

бежной литературе подобные двигатели принято называть магнитоплазменными двигателями). Нижний уровень мощности ТХД, при котором реализуются режимы работы с КПД не ниже 30 %, заметно снижается по сравнению с ТСД и составляет 15...20 кВт. Однако остается открытым вопрос ресурса таких систем, и такая мощность является по-прежнему высокой с точки зрения энергетики современных орбитальных КА, что сдерживает их применение.

К ЭМД с внешним магнитным полем могут быть отнесены холловские двигатели с замкнутым дрейфом электронов, которые, в свою очередь, делятся на двигатели с протяженной и короткой зоной ускорения. Первый тип двигателя называют стационарным плазменным двигателем (СПД) (рис. 4.4.73), а второй — двигателем с анодным слоем (ДАС) (рис. 4.4.74). Эти двигатели близки по принципу действия и по достигнутым параметрам.

Конструктивно СПД состоит из двух основных узлов — анодного блока и катода-компенсатора. Катод-компенсатор, являющийся источником электронов, выполнен, как правило, по схеме полого катода с прокачкой рабочего тела.

Анодный блок состоит из магнитной системы, включающей электромагниты и

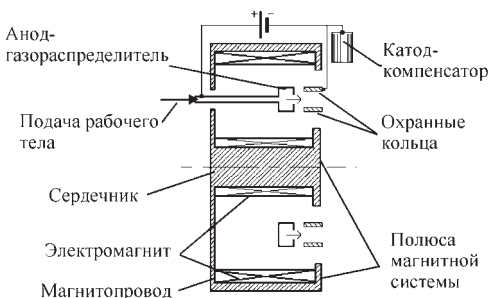


Рис. 4.4.74. Двигатель с анодным слоем

магнитопровод, ускорительного канала, выполненного из диэлектрического материала, и анода-газораспределителя, через который рабочее тело — ксенон подается в анодный блок. Ускорительный канал, внутри которого зажигается разряд и происходят процессы образования и ускорения заряженных частиц, имеет коаксиальную форму. Поэтому поток плазмы на выходе из двигателя имеет кольцевую структуру. Магнитная система строится таким образом, чтобы создать в ускорительном канале радиальное магнитное поле. В ДАС в отличие от СПД стенки ускорительного канала, которые иногда называют охранными кольцами, выполнены из электропроводящего материала и находятся под потенциалом катода.

Работа СПД поддерживается следующим образом. После подготовки к работе катода-компенсатора и подачи в анод рабочего тела между анодом и катодом прикладывается разность потенциалов. Электроны с катода под действием электрического поля ускоряются внутри ускорительного канала и попадают в скрещенное электромагнитное поле, образованное осевым электрическим и радиальным магнитным полями. Величина напряженности магнитного поля подбирается такой, чтобы при заданной осевой скорости электронов их ларморовский радиус был много меньше характерных размеров канала. В этом случае электроны движутся внутри канала в азимутальном направлении в скрещенных электромагнитных полях, диффундируя по направлению к аноду в результате их столкновений с нейтральными и заряженными частицами, соударений со стенками ускорительного канала, а также вследствие колебаний плазмы.

Электроны, двигаясь к аноду, ионизируют атомы рабочего тела. Образовавшиеся ионы, имеющие существенно большую массу

по сравнению с массой электронов, практически не «чувствуют» магнитное поле (ларморовский радиус ионов много больше характерных размеров канала) и покидают ускорительный канал двигателя, набирая энергию в осевом электрическом поле. Для данной конфигурации ускорительного канала двигателя электрическое поле в плазме, ускоряющее ионы в осевом направлении, может существовать только при наличии радиального магнитного поля, замагничивающего электроны, и азимутального дрейфа электронов.

Тяга в холловских двигателях с замкнутым дрейфом электронов создается в основном ионами, покидающими двигатель. Вклад в тягу электронов, поступающих в плазменную струю из катода-компенсатора и уходящих из двигателя вместе с ионами, пренебрежимо мал из-за малости массы электронов по сравнению с массой ионов.

Появление тяги в холловских двигателях также может быть объяснено действием на плазму осевой электродинамической силы, возникающей в результате взаимодействия азимутального (холловского) тока с радиальным внешним магнитным полем.

Известный дуализм в объяснении появления тяги в холловских двигателях с замкнутым дрейфом электронов позволяет относить их как

к двигателям с электромагнитным ускорением, так и к электростатическим двигателям.

В диапазоне удельных импульсов 15 000...20 000 м/с двигатели данного типа имеют наилучший набор выходных характеристик при использовании ксенона в качестве рабочего тела. При энергопотреблении 1,0...1,5 кВт СПД обеспечивает получение тяги 60...80 мН при КПД примерно 50 %. Являясь приоритетной российской разработкой, СПД активно используются на российских геостационарных связных спутниках.

В *электростатических двигателях* (ЭСД) рабочее тело в виде положительно заряженных частиц (положительных ионов) ускоряется в электростатическом поле с последующей компенсацией заряда электронами на выходе из двигателя.

Классическим представителем ЭСД является ионный двигатель (ИД). В ИД функционально разделены область генерации плазмы — газоразрядная камера (ГРК) и область ускорения ионов — ионно-оптическая система (ИОС). Современные ИД строятся на базе источников ионов с объемной ионизацией атомов рабочего тела электронным ударом. Наибольшее развитие получили две схемы двигателей, отличающиеся способом получения плазмы в источнике ионов, — двигатели на основе

Рис. 4.4.75. Ионный двигатель с ионизацией рабочего тела в разряде постоянного тока

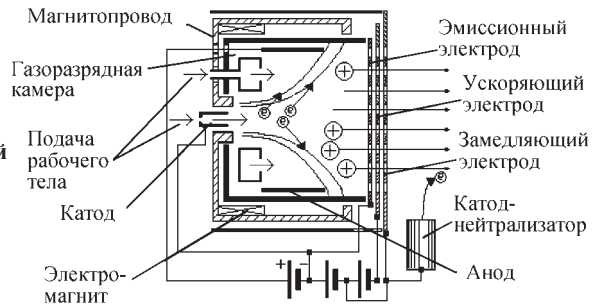
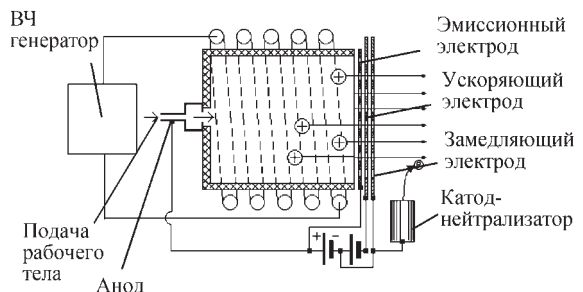


Рис. 4.4.76. Ионный двигатель с ионизацией рабочего тела в высокочастотном разряде



разряда постоянного тока (рис. 4.4.75) и двигателя с высокочастотным разрядом (рис. 4.4.76). В обоих случаях в качестве рабочего вещества традиционно используется ксенон.

В первом случае ионизация атомов рабочего тела осуществляется в газоразрядной камере за счет столкновения атомов с электронами, эмитируемыми катодом и набирающими энергию от постоянного во времени электрического поля. Для исключения ухода первичных электронов на анод перед ним в ГРК создается продольное магнитное поле. Для его создания служит магнитная система, в которой могут использоваться постоянные магниты или электромагниты. Эмиссионный электрод ИОС имеет катодный потенциал. Поэтому первичные электроны, прежде чем достигнуть анода совершают в ГРК многократные колебания между катодом и эмиссионным электродом, что повышает эффективность ионизации в ГРК. Для извлечения ионов из плазмы ГРК, формирования и ускорения ионного пучка служит ИОС, состоящая, как правило, из эмиссионного, ускоряющего и замедляющего электродов. Замедляющий электрод обычно имеет потенциал КА (или вакуумной камеры при наземной отработке). Разность потенциалов между эмиссионным и замедляющим электродами составляет обычно 1 кВ и определяет энергию ионов в пучке. На ускоряющий электрод подается отрицательный потенциал в несколько сотен вольт, необходимый для отсечки электронов из пучковой плазмы. За срезом двигателя устанавливается катод-нейтрализатор, поставляющий электроны в ионный пучок, необходимые для нейтрализации объемного заряда.

Отличительной особенностью двигателей данного типа является высокая эффективность процессов в ГРК, т.е. реализуется низкая энергетическая цена иона в сочетании с высоким коэффициентом использования рабочего тела. Это позволяет получать высокие значения энергетического и тягового КПД в диапазоне умеренных значений удельного импульса (25 000...35 000 м/с).

В двигателях с высокочастотным разрядом ионизация атомов рабочего тела происходит в объеме за счет столкновения атомов с электронами, получающими энергию в переменном во времени электрическом поле. В зависимости от частоты электромагнитного излучения и наличия (отсутствия) внешнего маг-

нитного поля могут быть реализованы различные модели двигателей.

Основное преимущество двигателей с разрядом в электромагнитном поле состоит в отсутствии электродов, необходимых для поддержания газового разряда. Безэлектродная схема генерации плазмы позволяет исключить из состава ГРК катод-эмиттер электронов, который зачастую является элементом, ограничивающим ресурс двигателя.

Основной отличительной особенностью ИД является возможность реализации высоких скоростей истечения рабочего тела (до 100 км/с) в сочетании с высоким значением тягового КПД. Так, для удельного импульса $I_{уд} = 30\ 000$ м/с реально полученные значения тягового КПД составляют 65 %. С увеличением $I_{уд}$ КПД двигателя растет, и для $I_{уд} \approx 50\ 000$ м/с тяговый КПД составляет 80..85 %. ИД также характеризуются длительным временем работы (ресурс современных образцов достигает 18 тыс. ч) и допускают независимую регулировку выходных характеристик (в частности, тяги и удельного импульса) в значительных диапазонах.

При изменении мощности ИД от 0,5 до 2,3 кВт тяга изменяется от 20 до 90 мН. При удельном импульсе 25 000...32 000 м/с КПД двигателя равен 50...65 %.

Рабочие характеристики и основные соотношения. Основными выходными (интегральными) характеристиками ЭРД являются тяга, удельный импульс тяги, тяговый КПД и потребляемая мощность.

Тяга и удельный импульс тяги являются основными параметрами, характеризующими любой реактивный двигатель.

Удельный импульс тяги $I_{уд}$, равный отношению тяги P к массовому расходу рабочего тела \dot{m} , есть осредненная скорость реактивной струи, создающей тягу, и соответственно имеет размерность скорости — м/с.

Специфическими для ЭРД являются такие характеристики, как электрическая мощность, потребляемая ЭРД, электрический КПД, коэффициент использования рабочего тела, энергетическая цена тяги и ряд других параметров.

Коэффициент использования рабочего тела характеризуется отношением выходящего из двигателя потока ионов $\dot{m}_и$ к потоку атомов рабочего тела \dot{m} на входе в двигатель:

$$\eta_r = \frac{\dot{m}_и}{\dot{m}}$$

Электрический КПД ЭРД η_3 определяется как отношение тяговой (реактивной) мощности струи N_T к электрической мощности N_3 , подводимой к двигателю:

$$\eta_3 = \frac{N_T}{N_3}.$$

Тяговая мощность струи есть кинетическая энергия секундного расхода ионов \dot{m}_n , истекающих из двигателя со скоростью \bar{V}_0 , равной среднему значению проекций скоростей ионов на ось струи:

$$N_T = \frac{\dot{m}_n \bar{V}_0^2}{2}. \quad (4.4.106)$$

Тяговая мощность струи N_T меньше полной мощности струи

$$N_K = \frac{\dot{m}_n \bar{V}^2}{2}, \quad \bar{V}_0^2 < V^2.$$

Полный КПД двигателя, характеризующий как эффективность использования электрической энергии, так и эффективность использования рабочего вещества, есть произведение коэффициента использования рабочего тела и энергетического КПД:

$$\eta_{дв} = \eta_r \eta_3.$$

Иногда потери энергии в струе за срезом двигателя, возникающие из-за расходимости струи и разброса ионов по скоростям, записываются отдельно в выражении для полного КПД двигателя. Поскольку чаще эти потери не являются определяющими, в нашем случае они учтены в выражении для η_3 через соответствующее определение N_T (скорость \bar{V}_0 в формуле (4.4.106) учитывает потери в струе).

Потребляемая ЭРД электрическая мощность N_3 пропорциональна развиваемой двигателем тяге P , удельному импульсу тяги $I_{уд}$ и обратно пропорциональна величине полного КПД двигателя $\eta_{дв}$:

$$N_3 = \frac{PI_{уд}}{2\eta_{дв}}.$$

Переписав это выражение относительно $\eta_{дв}$, получим соотношение для определения КПД двигателя в ходе его испытаний по фиксируемому в эксперименте значениям тяги, массового расхода рабочего тела и потребляемой электрической энергии:

$$\eta_{дв} = \frac{PI_{уд}}{2N_3} = \frac{P^2}{2\dot{m}_n N_3}. \quad (4.4.107)$$

При анализе эффективности работы холловских двигателей, состоящих из анодного и катодного блоков, получили распространение такие понятия, как анодный КПД η_a и анодный удельный импульс $I_{уд а}$. Коэффициент η_a характеризует эффективность использования мощности разряда и рабочего тела в анодном блоке:

$$\eta_a = \frac{PI_{уд а}}{2N_p} = \frac{P^2}{2\dot{m}_a N_p}, \quad (4.4.108)$$

где \dot{m}_a — массовый расход рабочего тела через анодный блок; N_p — мощность разряда.

При этом принято во внимание выражение

$$I_{уд а} = \frac{P}{\dot{m}_a}.$$

Сравнивая выражения (4.4.107) и (4.4.108), видно, что анодный КПД не учитывает потери рабочего тела в катод-компенсаторе \dot{m}_k ($\dot{m}_a = \dot{m} - \dot{m}_k$) и затраты энергии на работу катода-компенсатора N_k и магнитной системы $N_{мс}$ ($N_p = N_3 - N_k - N_{мс}$), если используются отдельные источники питания для этих узлов.

Выражение для энергетической цены тяги C_T , определяемой как отношение потребляемой двигателем электрической мощности к силе тяги:

$$C_T = \frac{N_3}{P} = \frac{I_{уд}}{2\eta_{дв}}. \quad (4.4.109)$$

Предельное (максимальное) значение цены тяги (при $\eta_{дв} = 1$) определяется только величиной удельного импульса тяги, причем C_T прямо пропорционально $I_{уд}$.

Из выражения (4.4.109) следует, что стремление улучшить экономичность расхода рабочего тела двигателя за счет повышения удельного импульса тяги сопровождается снижением его энергетической экономичности, т.е. ростом цены тяги.

На практике, когда КПД двигателя меньше 100 %, т.е. $\eta_{дв} < 1$ эта зависимость может быть ослаблена или исключена в результате соответствующего роста КПД с увеличением удельного импульса тяги, что однако не всегда выполняется.

ЭРД позволяют реализовать предельно высокие скорости истечения рабочего тела и, следовательно, существенно уменьшить вес ДУ за счет экономии топлива. Однако по мере увеличения скорости истечения при фиксированном расходе растет мощность двигателя и требуется более тяжелая энергоустановка, которая снижает положительный эффект от экономии топлива.

В связи с этим существует понятие оптимального значения удельного импульса $I_{уд\text{ опт}}$, соответствующего минимуму массы энергодвигательной установки. Оптимальный удельный импульс определяется не только параметрами двигателя и ДУ, но и особенностями конкретной решаемой задачи с учетом энергомассового совершенства бортовой энергетики.

Для корректирующих ЭДУ орбитальных КА:

$$I_{уд\text{ опт}} = \sqrt{\frac{2\tau_{\text{САС}}\eta_{\text{ДУ}}}{\alpha_{\text{ЭДУ}}}}$$

где $\tau_{\text{САС}}$ — срок активного существования КА; $\eta_{\text{ДУ}}$ — КПД двигательной установки; $\alpha_{\text{ЭДУ}}$ — удельный вес ЭДУ — отношение массы установки к мощности.

Видно, что $I_{уд\text{ опт}}$ растет с увеличением срока активного существования КА, КПД двигателя и снижением удельного веса ЭДУ. Основными тенденциями создания современной космической техники являются увеличение САС и совершенствование бортовой энергетики, в том числе, в части улучшения удельных весовых характеристик. И в первую очередь это относится к солнечным батареям — основному источнику энергии на борту современных орбитальных КА.

Особенности ЭРД различных типов

Наиболее активно исследуются лишь некоторые двигатели из всего семейства ЭРД, а именно — холловские двигатели с замкнутым дрейфом электронов, ионные двигатели, электротермические и импульсные плазменные двигатели. Эти двигатели перекрывают диапазон удельных импульсов от 3000 м/с до 100 км/с.

Холловские двигатели с замкнутым дрейфом электронов. Практическое применение в космосе нашли ЭРДУ на базе СПД. СПД с двигателями М-70 также использовались в со-

ставе ЭРДУ КА «Луч», «Луч-2», «Купон», «Ямал-100», «Ямал-200».

Также в космосе эксплуатируются СПД с двигателями М-100 в составе ЭРДУ геостационарных связных КА серий «Галс», «Экспресс», «Экспресс-А», «Экспресс-АМ» и «SESAT» для коррекции орбиты как по долготе, так и по наклонению (в направлении «Север-Юг»). СПД-100 также используется для коррекции орбиты низкоорбитального спутника дистанционного зондирования Земли «Монитор-Э». Начато применение СПД-100 на зарубежных КА (спутники на платформах LS-1300 (SS/Loyal), Eurostar-3000 (EADS Astrium) и Spacebus-4000 C3 (Alcatel Space)).

Увеличение сроков активного существования современных и перспективных КА, усложнение решаемых бортовой двигательной установкой задач, ужесточение требований к двигателям с точки зрения их эффективности, надежности и совместимости с аппаратурой КА стимулируют создание новых двигателей с целью расширить освоенный диапазон энергопотребления 0,5...1,5 кВт (имеется опыт штатной эксплуатации двигателей в космосе) как в сторону малых (50...500 Вт), так и в сторону больших мощностей (до 10...25 кВт в одном модуле).

Основные выходные характеристики СПД М-70 и М-100

Двигатель	М-70	М-100
Тяга, мН	40	83
Удельный импульс тяги, м/с	14 200	15 700
Потребляемая мощность, Вт	650	1350
КПД, %	44	48
Экспериментально подтвержденный ресурс, ч	3100	9000

Напряжение разряда в двигателях М-70 и М-100 равно 300 В.

При этом решаются следующие задачи: обеспечение длительного ресурса непрерывной работы (до 10 тыс. ч и более для двигателей средней и повышенной мощности);

расширение диапазона эффективной работы двигателей по удельному импульсу до 25 000...30 000 м/с, т.е. обеспечение работы двигателя при повышенных значениях напряжения разряда — до 800...1000 В;

снижение угловой расходимости струи для уменьшения ее влияния на элементы КА;

управление вектором тяги для повышения точности и гибкости проведения коррекции КА.

Для решения указанных задач с точки зрения общих принципов проектирования и конструирования необходимо таким образом организовать рабочий процесс в ускорительном канале холловского двигателя, чтобы реализовать максимальную степень ионизации рабочего тела и сформировать поток ионов, создающих тягу, с энергией, близкой к eU_p (U_p — напряжение разряда) и при минимальном попадании ускоренных ионов на стенки канала. Для заданных основных характеристик двигателя (потребляемая мощность, тяга, суммарный импульс и удельный импульс тяги) это достигается путем формирования соответствующего распределения электрического поля в ускорительном канале с помощью подбора геометрии канала и топологии магнитного поля. Магнитное поле (как абсолютное значение индукции, так и ее пространственное распределение) должно быть оптимизировано с целью получения максимального значения КПД двигателя. Требуемое абсолютное значение радиальной компоненты магнитного поля зависит от размеров ускорительного канала — высоты и диаметра средней линии, напряжения разряда и расхода рабочего газа. Максимальное значение поля на оси канала в СПД при $U_p \approx 300$ В обычно не менее 0,015...0,02 Тл. Управление конфигурацией магнитного поля реализуется, в частности, посредством использования магнитных экранов, с помощью которых максимум поля может быть вынесен за срез полюсных наконечников магнитной системы.

Основным процессом, лимитирующим долговечность холловских двигателей, является эрозия выходной части ускорительного канала двигателя в результате ионной бомбардировки. В связи с этим обеспечение требуемого ресурса двигателя, определяемого из исходных данных по суммарному импульсу и тяге, достигается путем соответствующего подбора материала стенки ускорительного канала, стойкого к ионному распылению в условиях повышенных температур, а также минимизацией распыляющего потока высокоэнергетичных ионов, выпадающего на стенки канала.

Возможным способом снижения интенсивности эрозии стенок ускорительного канала двигателя является перемещение к срезу двигателя слоя ионизации и ускорения, положение которого обычно коррелирует с макси-

мумом магнитного поля на средней линии ускорительного канала.

Резкое расширение работ в мире в последнее время по созданию и использованию малых КА МКА с массой десятки и сотни килограммов выявило потребность в электрических ракетных двигателях с низким уровнем энергопотребления — менее 500 Вт.

Актуальными для этого класса двигателей остаются задачи повышения эффективности при пониженной мощности и обеспечения ресурса малогабаритных изделий с тонкостенными элементами, подверженными интенсивной ионной бомбардировке. Также необходимо разработать экономичные катоды-компенсаторы с расходом рабочего тела менее 0,1 мг/с. В настоящее время создан ряд моделей двигателей мощностью 100...500 Вт, обеспечивающих тягу 5...25 мН и удельный импульс тяги 9000...15 000 м/с при полном КПД двигателя 20...40 %.

С учетом современной тенденции роста величины оптимального удельного импульса становится целесообразным совершенствование холловских ЭРД с целью обеспечения эффективной и долгоресурсной работы при высоких напряжениях разряда (до 1000 В). Для более мощных двигателей задача получения высоких значений удельного импульса упрощается. В России и за рубежом созданы модели двигателей с удельным импульсом до 30 000...35 000 м/с в диапазоне мощностей разряда 3 кВт и выше. Двухступенчатый двигатель с анодным слоем может обеспечить более высокие значения удельного импульса тяги — до 40 000 м/с и более. К основным проблемам, возникающим в данном случае, можно отнести формирование подходящей топологии магнитного поля, позволяющей предотвратить рост сквозного электронного тока как в объеме, так и вблизи стенок ускорительного канала, что снижает полный КПД двигателя, а также обеспечение ресурса 8...10 тыс. ч при наличии распыляющего потока высокоскоростных ионов.

Повышение энергооборуженности «тяжелых» КА, прогресс в развитии средств бортовой энергетики стимулируют создание двигателей мощностью до 10...25 кВт в единичном тяговом модуле для осуществления межорбитальной транспортировки КА, включая решение различных задач от довыведения КА на рабочую орбиту до перевода полезных нагрузок с низкой околоземной орбиты на геостационарную. Двигатели подобного класса так-

же могут найти применение в составе ДУ низкоорбитальных пилотируемых станций для компенсации аэродинамического сопротивления верхних слоев атмосферы и поддержания рабочей орбиты.

Наряду с работой по достижению высокой эффективности двигателей этого класса должен быть обеспечен ресурс двигателей, как правило, 10 тыс. ч и более.

На примере созданных лабораторных моделей одноступенчатых холловских двигателей большой мощности показано, что при потребляемой мощности 3...30 кВт и использовании ксенона в качестве рабочего тела возможна реализация тяги 150...1500 мН при удельном импульсе тяги 15 000...30 000 м/с.

Учитывая высокую стоимость ксенона в комбинации со значительными требуемыми запасами рабочего тела для двигателей большой мощности является актуальным поиск альтернативных рабочих тел, более дешевых и менее дефицитных по сравнению с ксеноном (криптон, аргон и т.д.).

Ионные двигатели. Основные характеристики ИД могут быть вычислены с помощью простых соотношений, так как удельный импульс тяги в этом случае однозначно и с достаточной точностью определяется приложенной ускоряющей разностью потенциалов. Это является следствием того, что область генерации ионов — газоразрядная камера физически отделена от области их ускорения — ИОС. Все ионы в ИОС ускоряются практически до одинаковой энергии.

Таким образом, низкий энергетический разброс ионов в пучке (менее 0,5 %) в сочетании с малым углом расходимости (20...30°) позволяет вычислить тягу P и удельный импульс тяги $I_{уд}$ двигателя, исходя из тока ионного пучка $I_{п}$ и потенциала плазмы в ГРК U_+ , который близок к потенциалу анода ГРК ($U_+ = U_3 + U_p$, где U_3 — потенциал эмиссионного электрода; U_p — напряжение разряда в ГРК):

$$P = I_{п} \sqrt{\frac{2M}{e} U_+} \quad I_{уд} = \frac{I_{п}}{\dot{m}} \sqrt{\frac{2M}{e} U_+} = \eta_r \sqrt{\frac{e}{2M} U_+},$$

где M , e — масса и заряд иона; \dot{m} — расход рабочего тела; η_r — коэффициент использования рабочего тела (при наличии в пучке только однократно заряженных ионов $\eta_r = \frac{I_{п}}{\dot{m}} \frac{M}{e}$).

У современных ИД мощностью до 2,5 кВт η_r составляет 0,7...0,85 (с учетом потерь рабоче-

го тела в нейтрализаторе), поэтому для обеспечения $I_{уд} \approx 30\ 000$ м/с необходим потенциал эмиссионного электрода $U_+ = 820...1200$ В.

К ИД предъявляются требования по обеспечению ресурса на уровне 10...15 тыс. ч применительно к коммерческим спутникам и десятки тысяч часов для научных межпланетных КА. Основным элементом, ограничивающим ресурс двигателя, является ускоряющий электрод, который расплывается под действием ионной бомбардировки. Скорость его разрушения зависит от ряда факторов, среди которых наиболее существенными являются потенциал ускоряющего электрода U_- и плотность тока ионного пучка j_i . Рост U_- и j_i приводит к заметной эрозии электрода. Характерные значения потенциала U_- , при которых обеспечивается долгоресурсная работа электрода, составляют от -100 до -300 В, а плотность ионного тока не должна превышать $2...3$ мА/см². Исходя из предельного значения плотности тока, можно оценить максимальную плотность тяги для ИД (миделевую тягу). Для $j_i = 3$ мА/см², $I_{уд} \approx 30\ 000$ м/с и $\eta_r \approx 0,7$ получим $R/S \leq 1,7$ Н/м², где S — площадь миделя двигателя.

Эффективность работы ИД характеризуется коэффициентом использования рабочего тела η_r и электрическим КПД η_3 . При условии малости разброса ионов по углу и по скоростям в ионном пучке последний определяется как отношение мощности в ионном пучке $N_{п}$ к полной электрической мощности, подводимой к двигателю N_3 :

$$\eta_3 = \frac{N_{п}}{N_3}.$$

Полная мощность может быть представлена в виде суммы:

$$N_3 = N_{п} + N_p + N_{доп},$$

где N_p — мощность разряда; $N_{доп}$ — дополнительная мощность, расходуемая на работу магнитной системы в случае использования электромагнитов для создания магнитного поля напряженностью 0,001...0,01 Тл, прикрывающего анод, и на поддержание работы катодов. Обычно N_p в несколько раз превышает $N_{доп}$, и в двигателях средней и повышенной мощности (свыше 500 Вт) $N_{доп}$ можно пренебречь.

Энергозатраты на ионизацию рабочего тела в газоразрядной камере принято характеризовать энергетической ценой иона C_i :

$$C_i = \frac{U_p I_p}{I_{II}}$$

где U_p, I_p — напряжение и ток разряда.

Зависимость $C_i = f(\eta_i)$ наиболее полно характеризует эффективность газоразрядной камеры. Для обеспечения длительного ресурса стенок ГРК и предотвращения образования двухзарядных ионов в плазме напряжение разряда не должно превышать значение 30...35 В для ксеноновой плазмы.

В случае если $N_p \gg N_{доп}$ выражение для электрического КПД можно представить в виде:

$$\eta_{э} = \frac{U_+}{U_+ + C_i}$$

Полный КПД ИД может быть определен как произведение электрического КПД и коэффициента использования рабочего тела.

Основные проблемы, возникающие при разработке ИД, состоят в следующем. В области ИД малой мощности — обеспечение приемлемого полного КПД. С уменьшением диаметра двигателя снижается отношение объема газоразрядной камеры, где образуются ионы к площади стенок газоразрядной камеры, на которых происходит их гибель. Это приводит к возрастанию энергетических затрат на ионообразование. Снижение мощности двигателя и его газопотребления приводит к тому, что возрастает роль непроизводительных потерь в катод-нейтрализаторе. В области ИД повышенной мощности — основные проблемы связаны с технологией изготовления электродов ускорительной системы большого диаметра.

Исследования по ИД ориентированы на создание образцов двигателей мощностью менее 500 Вт с перспективой их применения в составе малых КА нового поколения, а также направлены на создание двигателя мощностью 1,5...2,5 кВт с удельным импульсом до 4000 с для перспективных геостационарных связанных КА. Основные характеристики этих двигателей представлены в табл. 4.4.15.

ИД малой мощности могут найти применение на перспективных низкоорбитальных малых КА связи и дистанционного зондирования Земли для парирования внешних возмущающих воздействий (аэродинамическое сопротивление, солнечное давление, гравитационные возмущения) и поддержания структуры орбитального построения много-

4.4.15. Параметры ионных двигателей

Характеристика	Двигатели малой мощности	Двигатели средней мощности
Мощность, Вт	60...500	2,5
Тяга, мН	2...18	90
Удельный импульс тяги, м/с	19 000...35 000*	40 000
Тяговый КПД	0,4...0,55*	70
Цена иона, Вт/А	250...350	250
Коэффициент использования рабочего тела	0,7...0,85*	0,82

* Без учета потерь мощности и рабочего тела в катод-нейтрализаторе.

спутниковых систем, а также в системах довыведения на рабочую орбиту и последующего поддержания ее параметров МКА различного назначения.

Начало практическому использованию ионных двигателей было положено в США запуском КА связи PAS-5 и Galaxy-8i на платформе BSS-601HP компании Boeing Satellite Systems. ИД XIPS-13 разработки этой же компании мощностью 0,45 кВт применяются в составе ДУ КА для поддержания точки стояния в направлении «Север–Юг», а также для создания моментов относительно двух связанных осей. В составе спутников на платформе BSS-702 вместе с XIPS-13 используются ИД второго поколения XIPS-25 мощностью 4,5 кВт. Впервые ДУ с ИД была применена не только для коррекции орбиты, но и для выполнения межорбитальных переходов при выведении КА на рабочую орбиту. При номинальной мощности 4,5 кВт XIPS-25 обеспечивает тягу 165 мН при удельном импульсе 37 200 м/с.

В США в рамках программы New Millennium был запущен аппарат Deep Space-1, предназначенный для исследования кометы Борелли. Его маршевая двигательная установка использует ксеноновый ИД XIPS-30 мощностью 2,3 кВт с номинальной тягой 92 мН. К моменту завершения миссии ИД на

борту Deep Space-1 проработал в общей сложности 16 265 ч.

В Европе ЭРДУ под названием RITA была использована на борту исследовательской низкоорбитальной платформы EURECA для летной отработки ИД с радиочастотной ионизацией RIT-10, созданного в Германии. RIT-10 (EADS Astrium) и ИД с электронной бомбардировкой UK-10 (EADS Astrium) запущены на орбиту в составе ЭРДУ экспериментального геостационарного КА связи Artemis.

В Японии ионные двигатели использовались в составе ДУ экспериментальных геостационарных КА ETS-3, ETS-4 и COMETS. В 2003 г. был запущен межпланетный КА HAYABUSA (MUSES-C).

Электротермические двигатели. Кроме стационарных плазменных двигателей на российских спутниках нашли применение электронагревные двигатели. ЭРДУ на базе двигателей ДЭН-15 успешно эксплуатируются в космосе в составе ДУ метеорологических КА. Ими комплектуются низкоорбитальные КА «Метеор-3», «Метеор-Природа», «Ресурс-О», а также геостационарные КА «Электро». В состав каждой ЭРДУ входят 4 двигателя (два основных и два резервных). Потребляемая мощность двигателя ДЭН-15, использующего в качестве рабочего тела аммиак, изменяется в диапазоне 100...400 Вт, уровень тяги составляет 50...300 мН и удельный импульс 2060...2640 м/с. Суммарный импульс тяги двигателя может достигать 500 кНс.

За рубежом электронагревные двигатели штатно используются в США на низкоорбитальных спутниках системы глобальной связи IRIDIUM, разработанной по заказу фирмы MOTOROLA, и на геостационарных спутниках фирмы ORBITAL SCIENCE. ЭНД

MR-501 разработки AEROJET при мощности 510 Вт развивают тягу 330 мН, рабочее тело — гидразин.

Электродуговые двигатели MR-508, MR-509, MR-510 (AEROJET) используются в США в составе более чем 30 геостационарных телекоммуникационных КА фирмы LOCKHEED MARTIN. В составе современной геостационарной платформы A2100TM применяется ЭДД MR-510 (мощность — 2,2 кВт, удельный импульс тяги — 5730 м/с, рабочее тело — гидразин) для решения целого ряда задач — приведение КА в точку стояния на орбите, коррекция орбиты в направлениях «Север-Юг» и «Запад-Восток», а также изменение параметров орбиты.

Импульсные плазменные двигатели. В импульсных плазменных двигателях (ИПД) может быть реализован как тепловой, так и электромагнитный способ ускорения рабочего тела в зависимости от конструктивной схемы двигателя и организации рабочих процессов в нем.

Из числа всевозможных схем двигателей, работающих в импульсном режиме и использующих различные рабочие тела — газы, металлы, твердые и жидкие диэлектрики, наибольшее распространение получили ИПД эрозионного типа. Традиционное рабочее тело для таких двигателей — фторопласт.

Принципиальная схема ИПД эрозионного типа представлена на рис. 4.4.77. Основными элементами двигателя являются накопитель энергии (конденсаторная батарея), блок инициирования разряда, система подачи и хранения рабочего тела и электроды. При разряде конденсаторной батареи через двигатель в межэлектродном зазоре происходит эрозия материала диэлектрика — рабочего тела. Испарившийся материал нагревается в разряде и

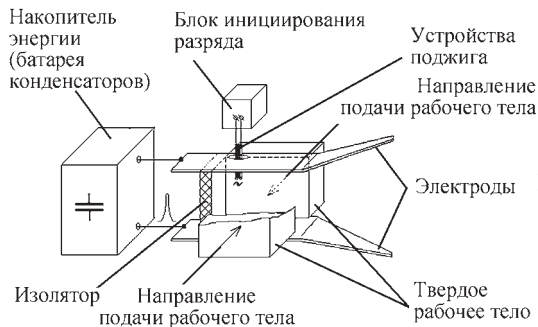


Рис. 4.4.77. Импульсный плазменный двигатель эрозионного типа с боковой подачей рабочего тела

частично ионизируется. Таким образом, тяга может быть создана как за счет истечения горячего газа (тепловой механизм ускорения), так и в результате разгона ионов в электромагнитном поле разряда (электромагнитный механизм ускорения).

Однако наряду с такими достоинствами, как простота конструкции, низкая стоимость изготовления и способность функционирования при низких уровнях потребления мощности (десятки ватт), ИПД эрозионного типа имеют существенный недостаток, состоящий в относительно низкой эффективности получения тяги. Так, современный уровень полного КПД составляет 10...15 % при вкладываемой в разряд энергии 50...100 Дж.

В связи с этим основным направлением совершенствования двигателей данного класса является повышение КПД путем согласования процессов выхода массы рабочего вещества в процессе разряда и ускорения его при взаимодействии с разрядным током. Эффективное ускорение плазменного сгустка происходит только в течение первого полупериода, а форма разрядного тока должна стремиться к аperiodической, обеспечивающей лучшее его согласование во времени с распределением потока поступающего в разрядный канал рабочего вещества.

В результате реорганизации рабочего процесса в эрозионном ИПД релейского типа может быть достигнут тяговый КПД 20...25 %, скорость истечения до 20 000 м/с при энергоскладе в разряд 80...100 Дж.

Анализ эффективности применения в космосе ЭРД различных типов показывает, что импульсные плазменные двигатели с подобными параметрами могут найти применение для решения задач, характеризующихся суммарным импульсом до 25...80 кНс.

Перспективы применения и развития ЭРД

В основе развития ЭРД помимо совершенствования уже созданных моделей лежит дальнейшее расширение диапазонов потребляемой мощности и развиваемых тяг как в сторону малых тяг — до 1 мкН, так и в сторону больших мощностей до единиц и десятков МВт.

Планы создания нано- и микроспутников массой единицы и десятки килограмм стимулируют создание ЭРД с тягой в диапазоне 1...1000 мкН. Основные проблемы, которые должны быть решены в этом направлении — это обеспе-

чение приемлемого уровня КПД в условиях предельно низкой потребляемой мощности и достижение допустимых весовых характеристик с учетом необходимого запаса рабочего тела.

После создания МКС следующим международным проектом в области освоения космоса может стать полет человека на Марс. Анализ возможных вариантов реализации пилотируемой экспедиции на Марс показывает, что такой перелет возможен только при использовании ЭРД на межпланетном участке траектории. Причем для осуществления всей программы полета в сжатые сроки (примерно 1,5 года) необходимо обеспечить уровень тяги ЭРД 50...200 Н при удельном импульсе тяги до 80 000 м/с. В этом случае мощность, потребляемая ЭРД, составит 5...15 МВт. Обеспечение длительного огневого ресурса маршевой ЭРДУ при экстремально высоком энергопотреблении, а также регулирование значений тяги и удельного импульса тяги в широких диапазонах по трассе перелета станут, видимо, основными задачами, требующими своего решения в данном направлении.

4.4.7.3. Инерционные исполнительные органы системы ориентации

Инерционные исполнительные органы (ИИО) можно разделить на три группы:

электродвигатели-маховики (ЭДМ), которые характеризуются тем, что в процессе их работы вектор угловой скорости вращения движущейся массы (ротора) изменяет свою величину, не меняя направления относительно связанной с КА системы координат;

силовые гироскопы (СГ), в которых вектор угловой скорости ротора изменяет угловое положение относительно аппарата, не меняя величины.

силовые гиросtabilизаторы (СГС), сочетающие принципы работы силовых гироскопов и маховиков; в СГС вектор угловой скорости ротора может изменять как величину, так и направление относительно связанной с КА системы координат.

Силовые гироскопы делятся на: двухстепенные (гиродины), в которых ротор гироскопа установлен в одноступенном кардановом подвесе, т. е. ротор ИИО имеет две степени свободы;

трехстепенные, в которых ротор закреплен в двухступенном кардановом подвесе.

Управляющий момент $M_{\text{упр}}$ комплекса ИИО, состоящего из n исполнительных органов, равен

$$M_{\text{упр}} = -\omega \times \sum_{i=1}^n H_i - \sum_{i=1}^n \dot{H}_i, \quad (4.4.110)$$

где ω — абсолютная угловая скорость вращения КА; H_i — вектор кинетического момента (ВКМ) i -го ИИО в движении относительно КА; \dot{H}_i — производная в системе координат, вращающейся с угловой скоростью ω .

В практике проектирования СГ первым слагаемым в выражении (4.4.110) часто пренебрегают, и управляющий момент принимают в виде

$$M_{\text{упр}} = -\sum_{i=1}^n \dot{H}_i. \quad (4.4.111)$$

Для КА, содержащего ИИО, справедливо следующее соотношение

$$G(t) + \sum_{i=1}^n H_i(t) = G(t_0) + \sum_{i=1}^n H_i(t_0) + \int_{t_0}^t M_{\text{в}}(\tau) d\tau, \quad (4.4.112)$$

где $G(t)$ — вектор кинетического момента КА; $M_{\text{в}}(t)$ — вектор момента внешних сил, действующих на КА.

Основными характеристиками ИИО являются:

размер области изменения суммарного кинетического момента;

область изменения управляющего момента.

Данные области ограничены, что связано с ограниченностью угловых скоростей и ускорения вращения роторов и рам подвеса. При достижении ИИО границы области изменения кинетического момента необходимо использование системы разгрузки. Система разгрузки представляет собой совокупность устройств, создающих вектор внешнего момента, действующий на КА. Система разгрузки обеспечивает изменение суммарного кинетического момента системы КА + ИИО.

Электродвигатели-маховики

ЭДМ содержит ротор с одной степенью свободы и электродвигатель. Угловая скорость вращения ротора относительно оси вращения изменяется электродвигателем.

Кинетический момент ЭДМ при его движении относительно КА равен

$$H = Jpe, \quad (4.4.113)$$

где J — момент инерции ротора относительно оси вращения; e — единичный вектор, совпадающий с осью вращения ротора; p — угловая скорость вращения ротора.

Момент управления ЭДМ, действующий на КА, описывается выражением

$$M = -J\dot{p}e - Jp(\omega \cdot e). \quad (4.4.114)$$

Вторым слагаемым в выражении (4.4.114) в приложениях часто пренебрегают, т.е. полагают

$$M \approx -J\dot{p}e. \quad (4.4.115)$$

Дифференциальное уравнение, описывающее динамику ротора ЭДМ, имеет вид

$$J(\dot{p} + \omega \cdot e) = M_{\text{д}} + M_{\text{т}}, \quad (4.4.116)$$

где $M_{\text{д}}$ — момент, создаваемый электродвигателем относительно оси вращения ротора; $M_{\text{т}}$ — момент трения.

Кинетическая энергия и мощность, потребляемая ЭДМ, соответственно равны

$$E = \frac{H^2}{2J}; \quad P = \frac{HM}{\eta J},$$

где η — коэффициент полезного действия ЭДМ.

Для оценки массовых характеристик ЭДМ, выполненных на одном и том же конструктивном и технологическом уровнях, используется следующее эмпирическое соотношение:

$$\frac{m_1}{m_2} = \sqrt{\frac{H_1}{H_2}}, \quad (4.4.117)$$

где m_i ($i = 1, 2$) — масса i -го маховика.

Типовая структура ЭДМ представлена на рис. 4.4.78.

Двигатель-маховик (электромеханический блок) включает в себя ротор, предназначенный для создания кинетического момента H , опоры вращения, электродвигатель с датчиком положения ротора, корпус и кожух, образующие герметичную полость.

Блок управления двигателем (БУД) состоит из ОУ линии передачи информации, принимающего кодовую информацию о требуемом моменте из вычислительного устройства системы ориентации, микропроцессора и электронных устройств цепей обратной связи, формирующих заданный управляющий момент, устройств импульсного усилителя мощ-

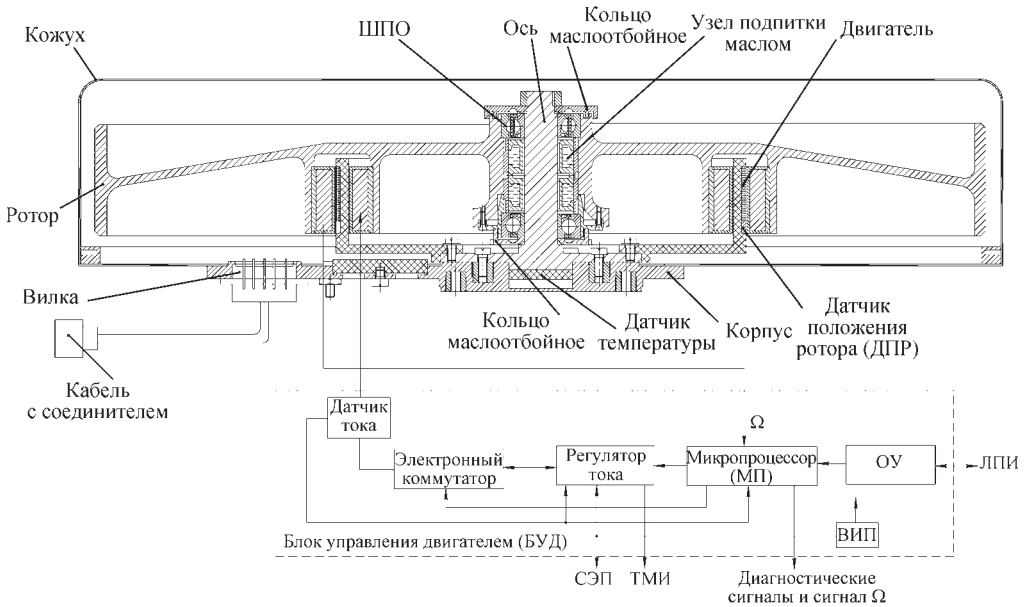


Рис. 4.4.78. Типовая структура ЭДМ:

СЭП — система электропитания КА; ЛПИ — линия передачи информации; ОУ — оконечное устройство; ТМИ — система телеметрической информации; ШПО — шарикоподшипниковая опора

ности и вспомогательных устройств, обеспечивающих электронные блоки вторичным электропитанием и передачу телеметрической и диагностической информации.

Опоры вращения ЭДМ могут быть шарикоподшипниковыми или бесконтактными (электромагнитными, магнитными, газодинамическими, гидродинамическими). Выбор типа опоры определяется задачами КА и ресурсом работы. В настоящее время, подавляющее большинство опор — шарикоподшипниковые, обеспечивающие ресурсы на скоростях вращения до 8000...9000 об/мин до 15 лет и более. Использование бесконтактных опор диктуется специальными требованиями, например, минимизации собственных вибраций, минимального трения при малых угловых скоростях вращения ротора и др.

Электропривод ЭДМ может быть выполнен в виде синхронного (или асинхронного) электродвигателя или бесконтактного двигателя постоянного тока. Наиболее применяемым является бесконтактный двигатель постоянного тока с датчиком положения ротора. Основным достоинством такого двигателя является возможность обеспечения постоянства элек-

тромагнитного момента и его линейного регулирования в широком диапазоне изменения скорости вращения.

Корпус ЭДМ обычно герметизирован и заполнен гелием или гелиево-водородной смесью.

ЭДМ может быть выполнен в виде единого блока (моноблока) со встроенной электроникой или в виде двух блоков: электромеханического и электронного, соединенных кабелем.

На рис. 4.4.79 показан внешний вид одного из ЭДМ.

Технические характеристики ЭДМ

Кинетический момент, Н·м·с . . .	0,1...100
Максимальные моменты управления, Н·м	0,02...0,5
Максимальная скорость ротора, об/мин	3000...6000 (до 9000 — для микроЭДМ)
Ресурс, лет	До 15
Масса, кг	1,0...15

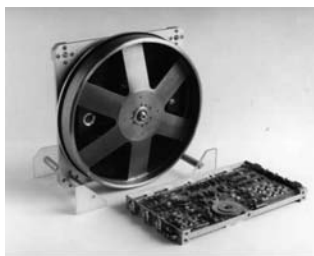


Рис. 4.4.79. Электродвигатель-маховик для КА «Ямал»

При больших значениях моментов инерции КА и высоких динамических требованиях энергопотребление ЭДМ возрастает до неприемлемых величин, что ограничивает их применение в больших маневренных КА с высокой динамикой углового движения относительно ЦМ.

Схемы расположения ЭДМ

Система ЭДМ обеспечивает создание управляющего момента в произвольном направлении, если число маховиков не менее трех, а единичные векторы e_i , совпадающие с осями вращения роторов, некопланарны (не лежат в одной плоскости).

Система из трех одинаковых ЭДМ имеет максимальный размер области изменения кинетического момента (под которым понимается радиус вписанной в эту область сферы), если векторы e_i ортогональны. Размер области изменения кинетического момента равен

$$R = H_M, \quad (4.4.118)$$

где H_M — величина максимального кинетического момента ЭДМ.

Система из n ЭДМ имеет максимальный размер области изменения кинетического момента, если векторы e_i ($i = 1, 2, \dots, n$) расположены в соответствии с равномерными схемами.

Схема называется равномерной, если

$$\sum_{i=1}^n e_{ik}^2 = \frac{n}{3}, \quad k = 1, 2, 3, \quad (4.4.119)$$

где e_{ik} — проекция вектора e_i на k -ю ось произвольной ортогональной системы координат.

При $n = 4$ и $n = 6$ равномерными являются схемы «тетраэдр» и «додекаэдр», в которых векторы e_i ортогональны граням правильного четырехгранника и несмежным граням

правильного двенадцатигранника соответственно.

При любом n равномерной будет схема, когда векторы e_i равномерно расположены на поверхности кругового конуса с углом α при вершине, удовлетворяющем выражению

$$\cos \frac{\alpha}{2} = \sqrt{\frac{1}{3}}; \quad \frac{\alpha}{2} \approx 54,73^\circ. \quad (4.4.120)$$

Угловые ускорения роторов маховиков \dot{p}_i ($i = 1, 2, \dots, 3$), обеспечивающие создание заданного момента управления M , равны

$$\dot{P} = G^* (GG^*)^{-1} \frac{M}{J} + [E - G^* (GG^*)^{-1} G]x, \quad (4.4.121)$$

где \dot{P} — n -мерный вектор, координатами которого являются величины \dot{p}_i ; G — матрица, векторы-столбцы которой — векторы e_i ($i = 1, 2, \dots, n$); x — произвольный n -мерный вектор; E — единичная матрица размера $n \times n$; J — момент инерции ротора i -го маховика.

При $x = 0$ для создания требуемого управляющего момента требуются минимальные энергетические затраты.

Если ЭДМ расположены в соответствии с равномерными схемами, то изменение угловых ускорений роторов ЭДМ для создания момента управления M должно удовлетворять соотношению

$$\dot{p}_i = \frac{3}{nJ} (e_i M) + y_i, \quad (4.4.122)$$

где y_i — координаты вектора y , равного

$$y = (E - \frac{3}{n} T)x,$$

матрица T симметричная с составляющими $t_{ij} = e_i e_j$ ($i, j = 1, 2, \dots, n$).

Первые трехосные системы управления с ЭДМ были реализованы в метеорологических КА серии «Метеор» (1963, Россия) и «Nimbus» (1969, США), на технологическом спутнике ATS-6 (1974, США) и на геостационарном КА связи «Simphonie» (1974, Франция/Германия).

Широкое применение они нашли для систем ориентации телекоммуникационных, метеорологических, научных, навигационных КА на геостационарных, синхронно-солнечных и высокоэллиптических орбитах, в частности, российских типа «Экспресс», «Ямал», «Горизонт».

Силовые гироскопы

Силовые гироскопические устройства (СГУ) могут иметь различные схемы построения. Наиболее известны следующие из них:

двухстепенные силовые гироскопы (гиродины);

трехстепенные силовые гироскопы;
спарки трехстепенных гироскопов.

Двухстепенные силовые гироскопы (гиродины)

Гиродин включает в свой состав (рис. 4.4.80): силовой гироскоп с ротором, вращающимся с постоянной или дискретно изменяемой скоростью, электродвигатель и блок электроники для управления этим вращением, обеспечивающие заданную величину кинетического момента ротора \vec{H} ;

управляющий электропривод, обеспечивающий отработку задаваемой из системы управления КА скорости разворота гироскопа относительно подвеса;

датчик угла с электронным преобразователем, выдающий информацию в блок электроники электропривода и в систему управления КА;

токосъемник или устройство контактное для передачи электропитания на гироскоп для обеспечения неограниченного поворота гироскопа в подвесе, если гиродины являются безупорными.

Управляющий момент, действующий на КА, создается в данном случае за счет гироскопического эффекта, возникающего при вращении гироскопа с кинетическим моментом ротора \vec{H} относительно оси подвеса с угловой скоростью $\vec{\alpha}$, задаваемой системой управления. При этом возникает гироскопический момент \vec{M}_g , направленный ортогонально оси вращения ротора и оси подвеса гироскопа. Величина этого момента пропорциональна величине кинетического момента гироскопа и величине угловой скорости и определяется формулой $|\vec{M}_g| = |\vec{H}| \cdot |\vec{\alpha}|$. Изменяя величину скорости $\vec{\alpha}$, изменяют величину управляющего момента.

Одним из достоинств гиродина является свойство усиления момента в том смысле, что величина развиваемого им управляющего гироскопического момента может существенно превосходить требуемую величину момента, развиваемого электродвигателем, обеспечивающим вращение подвеса гироскопа. Это



Рис. 4.4.80. Кинематическая схема гиродина:

\vec{H} — кинематический момент ротора; $\vec{\alpha}$ — скорость поворота гироскопа вокруг оси подвеса; \vec{M}_g — момент гироскопический

связано с тем, что основной нагрузкой на электродвигатель привода является момент гироскопической реакции от вращения КА с относительно малыми скоростями по сравнению со скоростью вращения гироскопа в подвесе, что и определяет различие в величине указанных моментов.

Управление электродвигателями СГ и привода осуществляется электронными устройствами в соответствии со структурной схемой, один из вариантов которой приведен на рис. 4.4.81.

Блок питания гироскопа осуществляет разгон ротора до номинальной скорости вращения и поддержание этой скорости с требуемой точностью во всех условиях эксплуатации. Блок управления приводом обеспечивает вращение гироскопа относительно оси подвеса со скоростью, величина которой задается в виде управляющего сигнала из системы управления КА. Усилитель, входящий в блок управления приводом, работает по разностному сигналу между управляющим сигналом и сигналом обратной связи от датчика угла, установленного по оси подвеса. Преобразованный сигнал с датчика угла также передается через блок сопряжения в систему управления КА. Блок сопряжения обеспечивает логику включения и выключения вышеуказанных блоков и управление их резервами, а также осуществляет согласование сигналов системы управления с сигналами управления блоками.

Для гиродина при вращении гироскопа в подвесе направление действия гироскопиче-

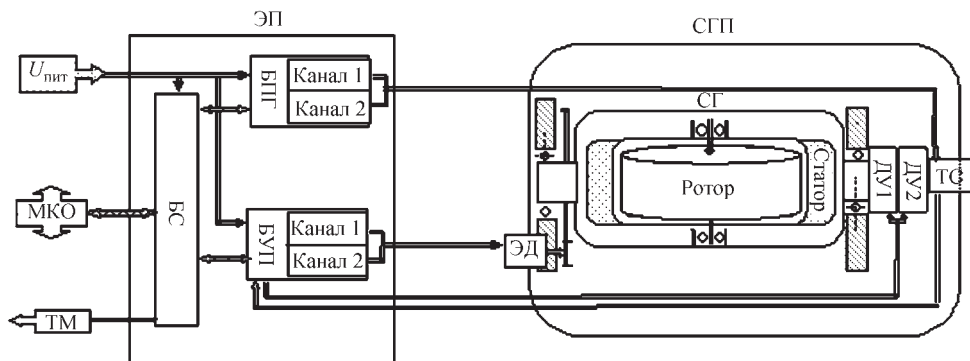


Рис. 4.4.81. Структурная схема гиродин:

БПГ — блок питания гирокопа; БС — блок сопряжения; БУП — блок управления приводом; ДУ — датчик угла; МКО — мультиплексный канал; СГП — силовой гирокопический прибор; СГ — силовой гирокоп; ТМ — телеметрическая информация; ТС — токосъемник; ЭД — электродвигатель; ЭП — электронный прибор; $U_{пит}$ — напряжение постоянного тока 27 В

ского момента соответственно изменяется, что требует формирования сложных законов управления в бортовой цифровой вычислительной машине с учетом ориентации векторов кинетических моментов каждого из гиродинов, устанавливаемых в КА, и задач, решаемых системой ориентации КА. Рациональный выбор параметров, числа гиродинов и схемы их установки на КА проводятся при проектировании КА, исходя из энергомассовых и динамических требований к системе ориентации КА.

Гиродины находят широкое применение при создании систем исполнительных органов длительно существующих КА, совершающих большое количество программных поворотов. В качестве примера такого применения можно указать орбитальную станцию «Мир» (1986–2001) с гиродинами с кинетическим моментом 1100 Н·м·с. Число гиродинов, управляющих ориентацией этой станции, было доведено до 12. Вид одного такого гиродина для станции «Мир» приведен на рис. 4.4.82.

Особенность этого гиродина заключается в том, что ротор его силового гирокопа вращается в магнитном поле управляющих электромагнитов, и для уменьшения трения о воздух этот ротор заключен в герметичную полость, которая соединяется с космическим пространством. Другими примерами применения гиродинов является астрофизический КА «Гамма», в системе ориентации которого использовались шесть гиродинов с кинетическим моментом 100 Н·м·с, и КА дистанцион-

ного зондирования Земли «Ресурс-ДК» с четырьмя гиродинами с аналогичной величиной кинетического момента. На рис. 4.4.83 показан гиродин для КА «Ресурс-ДК».

Кинетический момент гиродина при его движении относительно КА равен

$$H = Jpe + I\dot{\alpha}t, \quad (4.4.123)$$

где J — момент инерции ротора относительно оси вращения; p — угловая скорость вращения ротора; I — суммарный момент инерции ротора и подвеса относительно оси подвеса; $\dot{\alpha}$ — угловая скорость вращения подвеса; e и t в за-



Рис. 4.4.82. Гиродин орбитальной станции «Мир»

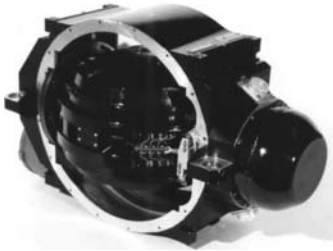


Рис. 4.4.83. Гиродин КА «Ресурс-ДК»

имно-ортогональные единичные векторы, коллинеарные осям вращения ротора и подвеса.

Угловое положение вектора e зависит от угла поворота гиродина относительно оси прецессии, т.е. $e = e(\alpha)$. Вектор t занимает неизменное положение в связанной с КА системе координат.

Ось подвеса часто называют осью прецессии.

Величина p на практике на несколько порядков больше $\dot{\alpha}$, поэтому с высокой степенью точности кинетический момент гиродина описывается выражением

$$H = Jpe.$$

В системах ориентации в основном используются гиродины, в которых угловая скорость вращения ротора поддерживается постоянной.

Момент, действующий на КА при развороте гиродина относительно оси прецессии, с точностью до составляющих, обусловленных угловой скоростью вращения аппарата, равен

$$M = -H \frac{\partial e}{\partial \alpha} \dot{\alpha} - I \ddot{\alpha} t, \quad (4.4.124)$$

где H — кинетический момент ротора гиродина; вектор $\frac{\partial e}{\partial \alpha}$ ортогонален векторам e и t .

Вторым слагаемым в выражении (4.4.124) в большинстве случаев можно пренебречь, т.е.

$$M = -H \frac{\partial e}{\partial \alpha} \dot{\alpha}. \quad (4.4.125)$$

Кинетический момент и управляющий момент системы, состоящей из n гиродинов, кинетические моменты роторов которых одинаковы, соответственно описываются следующими выражениями:

$$H = H \sum_{i=1}^n e_i(\alpha); \quad (4.4.126)$$

$$M = H \Theta \dot{\alpha}, \quad (4.4.127)$$

где H — кинетический момент ротора гиродина; Θ — матрица размера $3 \times n$, столбцы которой — векторы $\frac{\partial e_i(\alpha)}{\partial \alpha}$, $i = 1, 2, \dots, n$; $\dot{\alpha}$ — n -мерный вектор с составляющими $\dot{\alpha}_i$, $i = 1, 2, \dots, n$.

Система из n гиродинов обеспечивает создание управляющего момента в любом заданном направлении тогда и только тогда, когда ранг матрицы Θ равен трем, при этом определитель Грама не равен нулю, т.е.

$$\det(\Theta \Theta^*) \neq 0.$$

В случае

$$\text{rang } \Theta < 3, \quad (4.4.128)$$

гироскопическая система утрачивает способность создавать три компонента управляющего момента. Значения α и соответствующие им значения H , при которых выполняется условие (4.4.128), называются особыми.

При выполнении условия (4.4.128), по крайней мере, любые 3 (из n) столбца матрицы Θ линейно зависимы. Физически это означает, что векторы $m_i = \frac{\partial e_i(\alpha)}{\partial \alpha}$ ($i = 1, 2, \dots, n$) ком-

планарны. В этом случае гироскопическая система не способна создавать управляющий момент в направлениях, перпендикулярных к плоскости, которой параллельны все векторы m_i .

Для произвольных схем установки гиродинов можно использовать следующий метод нахождения особых точек.

Метод основан на следующем факте: если в какой-либо точке пространства α выполняется условие (4.4.128), то через соответствующую ей точку пространства H проходит по меньшей мере одна плоскость, которой параллельны все векторы m_i ($i = 1, 2, \dots, n$). Плоскость, которой параллельны все векторы m_i , называется особой плоскостью, соответствующей данной особой точке пространства H .

Метод заключается в следующем. Возьмем произвольную плоскость, заданную единичной нормалью n и проходящую через начало координат пространства H . Для этой плоскости всегда можно найти положения векторов кинетических моментов отдельных гироскопов

скопов H_i , такие, что соответствующие им векторы m_i лежат в плоскости n . Очевидно, что

$$m_i = \pm \frac{n \times t_i}{|n \times t_i|}, \quad i = 1, 2, \dots, n;$$

$$H_i = \pm(m_i \times t_i).$$

При этом векторы m_i параллельны линиям пересечения плоскости n с плоскостями, перпендикулярными векторам t_i и каждому n соответствуют по два значения векторов H_i , отличающиеся знаком. Соответственно суммарный вектор H имеет 2^n значений.

В особой ситуации векторы управляющих моментов гиринов расположены в одной плоскости. При этом невозможно выдать управляющий момент по нормали к данной плоскости n . Возможны два случая:

перераспределяя векторы H_i отдельных гироскопов относительно неизменного суммарного вектора H , можно обеспечить управляющий момент по направлению n ;

никаким перераспределением отдельных векторов H_i относительно неизменного суммарного вектора H нельзя обеспечить выдачу управляющего момента по направлению n .

Особые точки, в которых возможно перераспределение, называются «проходимыми», а точки, в которых такое перераспределение невозможно, — «непроходимыми».

Под областью S вариации кинетического момента H понимается область всех возможных положений конца вектора H при закреплённом начале этого вектора. Поверхность, ограничивающая область S (состоящая из особых точек), называется граничной поверхностью кинетического момента системы гироскопов и обозначается S^* .

Анализ различных схем установки гиринов показывает:

а) внутри областей вариации кинетического момента гиросистем имеются непроходимые особые поверхности двух типов: h_{α}^* , являющиеся продолжением граничной поверхности S^* внутрь области S и непроходимые особые поверхности h_{β}^* , изолированные от граничной поверхности;

б) к поверхностям h_{α}^* , h_{β}^* изнутри примыкают, так называемые, «области запрещенной перестройки». При попадании гиросистемы в положения, соответствующие непроходимым особым поверхностям, для выхода H за пределы данных поверхностей необходимо изменение H , связанное с выходом из «области за-

прещенной перестройки». Такое изменение H будет неизбежно приводить к ошибкам в угловом положении КА. В качестве характеристики размеров области, в которой возможно управление угловым движением без потери точностных характеристик ориентации используется радиус сферы, вписанной в область S и не содержащей непроходимых особых поверхностей;

в) с увеличением количества гиринов размеры непроходимых особых поверхностей сокращаются, т.е. происходит увеличение относительных размеров области, не содержащей непроходимых особых поверхностей. Вместе с тем, системы включающие большее количество гиринов уступают системам с меньшим количеством гиринов, реализующим такую же по размерам область S по массоэнергетическим характеристикам. Поэтому выбор гиросистем для СУДН конкретного КА должен основываться на требованиях, предъявляемых к КА определяющих как размеры области вариации кинетического момента, так и размеры области, не содержащей непроходимых особых поверхностей.

С точки зрения практического использования представляют интерес следующие схемы установки, включающие от 4 до 6 гиринов.

1. Схема установки, включающая 4 гиридина с попарно параллельными осями подвесов. Область вариации кинетического момента данной схемы имеет отчетливо выраженную вытянутую форму (если, например, оси прецессии двух гиринов параллельны оси x , а двух других параллельны оси y , то размеры области вариации по осям x , y , z составляют соответственно $\pm 2H$, $\pm 2H$, $\pm 4H$). Непроходимые особые точки внутри области S отсутствуют. Применение данной схемы целесообразно для систем управления, предназначенных преимущественно для выполнения режима орбитальной ориентации и быстрых программных разворотов относительно одной из осей связанной системы координат (по данной оси область S и должна иметь наибольший размер).

2. Схема установки, включающая 4 гиридина с осями подвесов, перпендикулярными четырем непараллельным граням октаэдра. Схема может быть также описана как пирамидальная схема с углом между высотой и гранями, равным $35,3^\circ$.

Данная схема обладает максимальным, при заданном H и при $n = 4$, радиусом шара, вписанного в S , $r = 2,51H$. Однако внутри об-

ласти S данная схема имеет развитую структуру непроходимых особых поверхностей h_{α}^* , h_{β}^* . Радиус шара вписанного в область S и не содержащего непроходимых особых точек составляет $1,17H$.

Использование данной схемы целесообразно в СУДН КА, предназначенных для выполнения режимов орбитальной ориентации и быстрых программных разворотов вокруг двух осей КА (при этом высота пирамиды должна быть направлена по третьей оси).

3. Схема, включающая 5 гиродинов, оси прецессии которых направлены перпендикулярно граням правильной пятигранной пирамиды с углом между высотой и гранями, равным $35,3^\circ$. Радиус вписанного в область S шара составляет $3,45H$. Радиус шара вписанного в область S и не содержащего непроходимых особых точек, составляет $2H$. Данная схема обладает большими по сравнению со схемой 2 относительными размерами области, не содержащей непроходимых особых точек, и может быть использована в СУДН КА, предназначенных как для выполнения режимов орбитальной, так и инерциальной ориентации.

4. Пространственная схема установки, включающая 6 гиродинов с осями прецессии, перпендикулярными шести непараллельным граням додекаэдра. Радиус вписанной в область S сферы составляет соответственно $r = 4,30H$. Непроходимые особые поверхности h_{β}^* внутри области S отсутствуют, а поверхности h_{α}^* проникают внутрь поверхности неглубоко. Радиус шара, вписанного в S и не содержащего точек h_{α}^* , равен $4,27H$, что лишь на $0,7\%$ уступает радиусу r .

Таким образом, для данной схемы установки возможно использование для прецизионного управления ориентацией практически всей области S . Форма области S схемы додекаэдр близка к сфере.

Сферическая форма области требуется для систем управления, предназначенных для выполнения различных видов ориентации с относительно частой сменой систем координат и большим числом программных разворотов. Сферическая форма требуется также, если в системе управления планируется проводить гравитационную разгрузку накопленного кинетического момента.

Для СУДН орбитальной станции «Мир» на первом этапе полета была выбрана схема додекаэдр. На втором этапе полета (начиная с по-

явления боковых модулей) число гиродинов было удвоено, причем оси прецессии дополнительных шести гиродинов были установлены параллельно осям прецессии первых шести гиродинов.

5. Схема установки, включающая 6 гиродинов с осями прецессии, попарно параллельными осям связанной системы координат КА.

Данная схема установки обладает меньшим, чем схема додекаэдр радиусом вписанной сферы $r = 4H$. Непроходимые особые поверхности внутри области S отсутствуют. Представленная схема была выбрана для СУДН астрофизического модуля «Гамма». Данная схема, хотя и уступает в размерах области вариации суммарного кинетического момента схеме «додекаэдр», но зато обеспечивает возможность прецизионного управления ориентацией даже в случае отказов двух гиродинов. Последнее обстоятельство явилось решающим при выборе схемы установки для автономного модуля «Гамма».

Вектор угловых скоростей $\dot{\alpha}$ разворота гиродинов относительно осей прецессии, при котором создается момент управления M , вне особых состояний равен

$$\dot{\alpha} = \Theta^T (\Theta \Theta^T)^{-1} \frac{M}{H} + [E - \Theta^T (\Theta \Theta^T)^{-1} \Theta] f, \quad (4.4.129)$$

где f — произвольный n -мерный вектор.

Когда вектор угловых скоростей $\dot{\alpha}$ разворота гиродинов равен

$$\dot{\alpha} = \Theta^T (\Theta \Theta^T)^{-1} \frac{M}{H}, \quad (4.4.130)$$

требуются минимальные затраты электроэнергии бортовых источников питания на создание момента управления M .

Вектор f в выражении (4.4.129) используется для обхода особых точек.

Введем некоторую функцию от углов прецессии гироскопов $\Phi(\alpha)$. В процессе управления будем минимизировать Φ . Тогда гироскопическая система будет избегать попадания в особые точки. Функция Φ называется функцией настройки:

$$f_i = \frac{\partial \Phi}{\partial \alpha_i}, \quad i = 1, 2, \dots, n.$$

В качестве возможных вариантов функции Φ в законе управления (4.4.129) могут

быть использованы следующие функции от взаимного расположения единичных векторов управляющих моментов гироскопов \mathbf{m}_i , входящих в гиросистему, обеспечивающие гладкость производных функции настройки:

$$\Phi_1 = -\det(\Theta\Theta^T) = -\sum_{i < j < k} [m_i m_j m_k]^2; \quad (4.4.131)$$

$$\Phi_2 = -\sum_{i < j} (\mathbf{m}_i \times \mathbf{m}_j)^2. \quad (4.4.132)$$

Если область вариации кинетического момента гироскопической системы S содержит непроходимые особые поверхности h_{α}^* , h_{β}^* , то при использовании данных законов управления возможно попадание гироскопической системы в непроходимую особую точку. Для полного использования возможностей таких систем требуется введение дополнительной логики в законы управления, или изменение этих законов, в части вида функции Φ , сделанное с учетом конкретных особенностей данной схемы расположения.

При управлении гиродинами, установленными на станции «Мир» по схеме «додекаэдр», была выбрана функция настройки Φ_2 . При управлении гиродинами астрофизического модуля «Гамма» была выбрана функция настройки, подобная Φ_2 , у которой в сумме (4.4.132) оставлены только векторные произведения между гиродинами, принадлежащими одной паре.

Трехстепенные силовые гироскопы

В этом СГУ гироскоп с кинетическим моментом ротора \vec{H} помещен в карданов подвес и вращается относительно двух осей карданова подвеса с угловыми скоростями $\dot{\alpha}_1$ и $\dot{\alpha}_2$, задаваемыми системой управления ориентацией. Привод может быть выполнен как с редуктором, как показано на рис. 4.4.84, так и с моментным двигателем. Расположение датчиков угла определяется конструктивной компоновкой и выполняется как со стороны привода, так и с противоположной стороны рамки. В данной схеме для передачи управляющего гироскопического момента на корпус КА привод по перекрестной оси должен фиксировать рамку от проворота. В связи с этим схемы с трехстепенными гироскопическими устройствами требуют применения управляющих приводов, нагруженных не только моментами

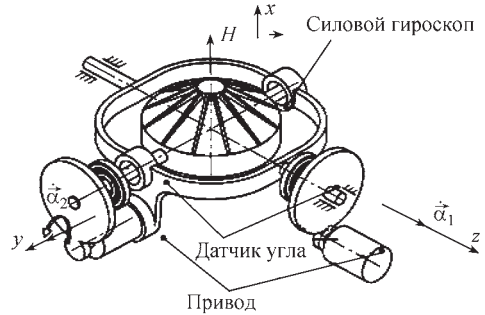


Рис. 4.4.84. Кинематическая схема трехстепенного гироскопического устройства

гироскопических реакций от вращения КА, но и моментами от вращения гироскопа по перекрестной оси, которые, как правило, в несколько раз больше.

Системы с трехстепенными гироскопическими устройствами по сравнению с системами, построенными на гиродинах, более сложны в конструктивном и технологическом плане, труднее komponуются в КА, сложнее при замене в случае отказов, более дорогие. Однако при симметричной области требуемых кинетических моментов, близкой к шару, они могут оказаться более предпочтительными с точки зрения энергомассовых характеристик.

Трехстепенные гироскопические устройства применялись для системы ориентации орбитальной станции «Skylab» (США) и используются в составе американского сегмента МКС. На рис. 4.4.85 показан силовой управ-



Рис. 4.4.85. Силовой управляющий гироскоп для МКС

ляющий гироскоп, предназначенный для МКС, у которого гироскоп с промежуточной рамкой закрыт кожухом.

Спарки трехстепенных гироскопов

Спарка трехстепенных гироскопов представляет собой два трехстепенных гироскопа, угловое движение которых синхронизировано таким образом, что кинетические моменты этих гироскопов, в начальном положении противоположно направленные, могут поворачиваться только на равные углы и в противоположные стороны. Указанное согласование их движения может быть легко осуществлено с помощью обычных ленточных спарников, если гироскопы помещены, например, в «конический» подвес (рис. 4.4.86).

Спарки трехстепенных гироскопов наиболее сложны в конструктивном отношении и вследствие этого менее технологичны и более сложны в изготовлении. Однако законы управления ориентацией при их применении оказываются наиболее простыми, т. к. они легко позволяют изменять кинетический момент по одной из связанных с КА осей, не изменяя его по другим.

Для цифровых систем управления КА при аналогичных требованиях к системам ориентации системы с гироскопами имеют лучшие массовые характеристики, чем системы со спарками трехстепенных гироскопов.

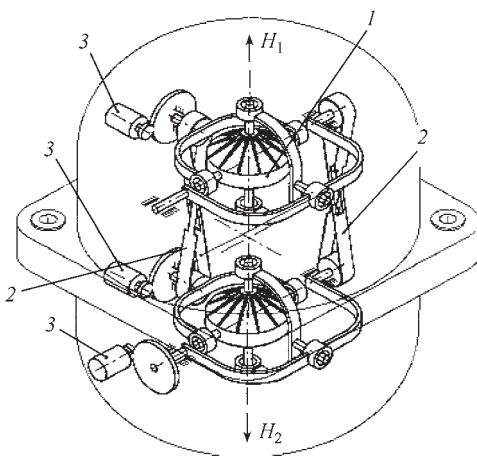


Рис. 4.4.86. Кинематическая схема спарки трехстепенных гироскопов:

1 — силовой гироскоп; 2 — узел синхронизации; 3 — привод

Силовые гиросtabilизаторы и гиросдемпферы

СГС и гиросдемпферы относятся к числу пассивных гироскопических устройств, в том смысле, что поворот гироскопа в подвесе происходит не по сигналам из системы управления, а под действием момента гироскопической реакции от вращения КА. При этом повороте гироскопа в подвесе и парируется момент, вызвавший поворот КА. Такие устройства использовались в системах ориентации искусственных спутников Земли с невысокими требованиями по точности ориентации.

Гиросдемпферы представляют собой двухстепенные гироскопы с вязким демпфированием, за счет которого рассеивается энергия колебаний КА. Одним из примеров использования гиросдемпферов является гироаэродинамическая система ориентации спутника, предназначенного для оптических исследований атмосферы, в которой два гиросдемпфера устанавливались таким образом, что векторы их кинетических моментов в исходном состоянии были развернуты на угол 45° . Каждый гиросдемпфер представлял собой поплавковый двухстепенный гироскоп, с установленной на оси поплавок пружиной.

Другим примером использования гиросдемпферов являются гравитационно-гироскопические системы ориентации спутников «Аджена». На этих спутниках устанавливались двухгироскопные системы по схемам «V-крен» и «V-рыскание» (рис. 4.4.87).

Вид деталей одного из таких гироскопов, установленных на спутнике «Аджена», приведен на рис. 4.4.88.

При невысоких требованиях к точности ориентации спутника достоинство систем с гиросдемпферами заключается в том, что они являются простыми, надежными и долговечными.

СГС по существу представляет собой двигатель-маховик, имеющий постоянную составляющую кинетического момента и установленный в одноступенной или двухступенной карданов подвес. Благодаря постоянной составляющей кинетического момента, СГС при перемещении рамок подвеса приводами прецессии способен создавать управляющие гироскопические моменты относительно двух осей КА (в случае двухступенного карданова подвеса), т.е. обладает свойствами СГ. Относительно третьей оси (направленной вдоль оси вращения ротора) СГС может создавать управляющий момент при изменении скорости вра-

Рис. 4.4.87. Схема расположения гироскопов типа «V-крен»

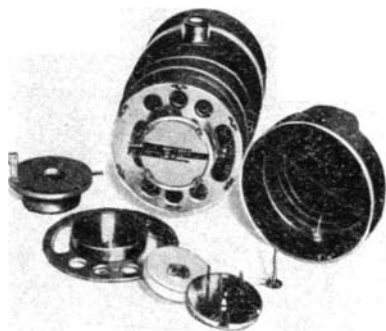
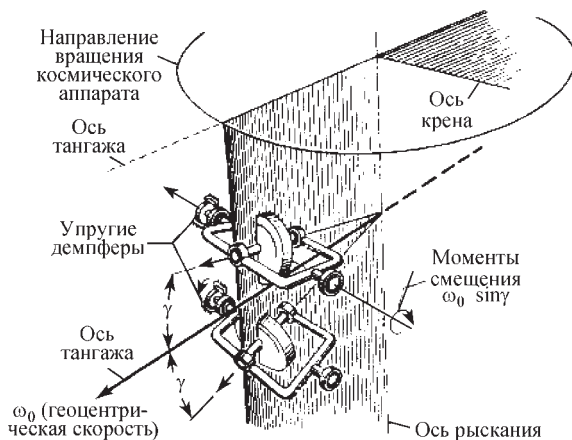


Рис. 4.4.88. Детали гироскопа спутника «Аджена»

щения ротора маховика в некотором диапазоне так, как это происходит в ЭДМ. Таким образом, СГС сочетают принципы работы СГ и ЭДМ.

С целью минимизации энергопотребления в рамках подвеса СГС устанавливают два маховика, один из которых вращается с постоянной угловой скоростью, создавая постоянную составляющую кинетического момента, а второй работает в режиме ЭДМ. Изменение кинетического момента происходит в некоторой окрестности нулевого значения.

СГС широко применяются на геостационарных КА связи, ретрансляции и телевидения. При этом СГС позволяют обеспечить силовую гиросориентацию по курсу в условиях отсутствия информации о текущих значениях угла курса от соответствующих измерительных приборов за счет постоянной составляющей кинетического момента относительно оси тангажа.

Особенности и области применения различных типов ИИО

ИИО — СГ, управляющие двигатели-маховики, а также СГС — применяются в качестве основных исполнительных органов систем ориентации и стабилизации (СОС) на большинстве эксплуатируемых и разрабатываемых КА с длительным сроком активного существования.

Применение ИИО в СОС КА позволяет значительно сократить запасы рабочего тела (топлива или сжатого газа) РД ориентации, а в ряде случаев — почти полностью исключить расход рабочего тела, применяя гравитационную или магнитную систему разгрузки, что приводит к уменьшению веса КА и, следовательно, к экономии энергомассовых ресурсов и финансовых затрат. Применение ИИО позволяет обеспечить высокие точности ориентации и стабилизации КА, высокую надежность и длительный ресурс СОС, сохранить чистоту окружающего КА пространства, что важно для работы оптических средств КА, проведения научных экспериментов, а также с экологической точки зрения.

Отличия в принципе действия СГ и ЭДМ состоят в следующем. Необходимое при управлении ориентацией создание вращающего момента при применении ИИО происходит за счет изменения кинетического момента ИИО, приводящее к изменению кинетического момента аппарата. При этом изменение кинетического момента комплекса СГ происходит за счет изменения направления векторов кинетических моментов гироскопов путем их

поворота в рамках подвеса (скорости вращения роторов гироскопов остаются постоянными), а управляющих двигателей-маховиков — за счет изменения величины кинетического момента каждого из маховиков (изменения величины скорости вращения роторов маховиков относительно корпуса КА).

Указанные отличия в принципе действия СГ и ЭДМ приводят к различным затратам энергии при сообщении КА одного и того же приращения кинетического момента. Энергия, которая сообщается аппарату при работе СГ, равна работе, совершаемой приводом прецессии при вращении рамок СГ, за вычетом потерь на поддержание постоянной скорости вращения роторов (потери на поддержание постоянной скорости вращения ротора определяются трением в подшипниках, которое стремятся сделать возможно меньшим, и моментом аэродинамического сопротивления при вращении ротора, который невелик, поскольку гироскопы вакуумированы), а также электромагнитных потерь в приводе прецессии и приводе вращения ротора.

При работе ЭДМ большая часть энергии W_M тратится на разгон ротора маховика и лишь значительно меньшая часть $W_{КА}$ — на разгон КА (на сообщение КА требуемого приращения кинетического момента). Это объясняется тем, что отношение энергии, затрачиваемой на разгон ротора маховика, к энергии, сообщаемой аппарату, при нулевых начальных угловых скоростях КА и маховика, равно отношению момента инерции $J_{КА}$ КА относительно соответствующей оси к моменту инерции J_M ротора маховика:

$$\frac{W_M}{W_{КА}} = \frac{J_{КА}}{J_M} \gg 1. \quad (4.4.133)$$

Кроме того, затраты энергии при изменении угловой скорости вращения ротора маховика на величину $\Delta\omega$ существенно зависят от величины начальной угловой скорости ω_0 . Действительно, рассмотрим два случая. Пусть в одном случае начальная угловая скорость ротора равна ω_0 , а в другом $k\omega_0$ ($k > 1$). Тогда приращение кинетической энергии ΔW_1 ротора маховика в первом случае будет равно

$$\Delta W_1 = J \frac{(\omega_0 + \Delta\omega)^2}{2} - J \frac{\omega_0^2}{2} = \frac{J}{2} [2\Delta\omega\omega_0 + (\Delta\omega)^2]. \quad (4.4.134)$$

А приращение кинетической энергии ротора маховика во втором случае будет равно

$$\begin{aligned} \Delta W_2 &= J \frac{(k\omega_0 + \Delta\omega)^2}{2} - J \frac{k^2\omega_0^2}{2} = \\ &= \frac{J}{2} [2\Delta\omega k\omega_0 + (\Delta\omega)^2]. \end{aligned} \quad (4.4.135)$$

Отношение n приращения ΔW_2 кинетической энергии ротора маховика при начальной скорости $k\omega_0$ к приращению ΔW_1 кинетической энергии ротора маховика при начальной скорости ω_0 согласно (4.4.134), (4.4.135) будет равно

$$n = \frac{\Delta W_2}{\Delta W_1} = \frac{2\Delta\omega k\omega_0 + (\Delta\omega)^2}{2\Delta\omega\omega_0 + (\Delta\omega)^2} = \frac{k + \frac{\Delta\omega}{2\omega_0}}{1 + \frac{\Delta\omega}{2\omega_0}}. \quad (4.4.136)$$

Формула (4.4.136) справедлива при $\omega_0 > 0$. Если же сравнивать приращение кинетической энергии ротора в случаях, когда в одном из них начальная угловая скорость равна нулю, а во втором $\omega_0 < 0$, то при $\omega_0 = 0$ приращение ΔW_1 кинетической энергии ротора согласно (4.4.134) будет равно

$$\Delta W_1 = \frac{J}{2} (\Delta\omega)^2, \quad (4.4.137)$$

а при $\omega_0 < 0$ приращение энергии

$$\Delta W_2 = \frac{J}{2} [2\Delta\omega\omega_0 + (\Delta\omega)^2]. \quad (4.4.138)$$

Тогда отношение приращений кинетической энергии n будет равно

$$n = \frac{\Delta W_2}{\Delta W_1} = \frac{2\omega_0}{\Delta\omega} + 1. \quad (4.4.139)$$

Из формул (4.4.136), (4.4.139) следует, что затраты энергии при изменении скорости вращения маховика на величину $\Delta\omega$ тем больше, чем больше величина начальной скорости.

Мощность $P = M\omega$ привода маховика, необходимая для создания управляющего момента M , также зависит от величины скорости ω вращения ротора маховика, при которой этот момент создается. При этом максимальная мощность P_{\max} , потребляемая приводом ЭДМ для создания управляющего момента M , определяется величиной максимальной угловой скорости ω_{\max} вращения ротора и величиной управляющего момента M , а именно

$$P_{\max} = \frac{M\omega_{\max}}{\eta} \quad (4.4.140)$$

где η — коэффициент полезного действия.

Таким образом, управление на СГ по энергозатратам значительно выгоднее управления на УДМ. Однако ЭДМ имеют более простую конструкцию за счет отсутствия рамок карданова подвеса и приводов прецессии.

Максимальные угловые скорости ω_{\max} вращения роторов ЭДМ значительно меньше угловых скоростей вращения роторов СГ. Это делается с целью уменьшения энергопотребления ЭДМ. Если изготовить ЭДМ с максимальной угловой скоростью вращения ротора, равной угловой скорости вращения роторов современных СГ (десятки тысяч оборотов в минуту), то его максимальное энергопотребление будет очень большим и совершенно неприемлемым для космической техники.

Области применения СГ и ЭДМ различны. В частности, если для управления ориентацией КА требуется реализовать большой кинетический момент ИИО и большие управляющие моменты (например, при разгоне и торможении КА во время маневров переориентации), то управление на СГ по энергозатратам значительно выгоднее управления на ЭДМ. По этим причинам СГ гироскопы применяются в основном на крупногабаритных и высокодинамичных КА (там, где требуемые области вариации кинетического момента инерционных исполнительных органов и управляющего момента велики), а ЭДМ — на небольших и маломаневренных КА.

4.4.7.4. Электромагнитные исполнительные органы

Момент, создаваемый электромагнитным исполнительным органом (ЭМИО), имеющим собственный магнитный момент L , определяется выражением

$$M = B \times L, \quad (4.4.141)$$

где B — вектор индукции магнитного поля Земли (МПЗ).

Из соотношения (4.4.141) следует, что вектор M ортогонален вектору индукции МПЗ, т.е. с использованием ЭМИО нельзя создать управляющий момент в любом заданном направлении. В связи с этим, только с ЭМИО системы ориентации на практике не используются. В основном магнитные системы применяются в сочетании с другими типами ИО, в том числе инерционными для их разгрузки.

Для создания момента управления M достаточно, чтобы МИО имели магнитный момент

$$L = -\frac{b \times M}{B}, \quad (4.4.142)$$

где b — единичный вектор, коллинеарный вектору B .

При формировании вектора L в соответствии с выражением (4.4.142) обеспечивается минимум затрат энергии бортовых источников электроэнергии.

Магнитный момент катушки, имеющей число витков w , по которым течет ток I , равен

$$L = IwS_{\text{ср}}; \quad (4.4.143)$$

$$S_{\text{ср}} = \frac{1}{w} \sum S_i.$$

В последнем выражении суммирование ведется по всем виткам. Магнитный момент плоской цилиндрической катушки с внутренним и внешним диаметрами d_1 и d_2 равен

$$L = \frac{jk_3 m(d_1^2 + d_2^2 + d_1 d_2)}{6\rho(d_1 + d_2)}, \quad (4.4.144)$$

где j — плотность тока; k_3 — коэффициент заполнения, т.е. отношение объема катушки, заполненной проводником, к полному ее объему; m — масса катушки; ρ — средняя плотность материала катушки.

Мощность, потребляемую этой катушкой, можно описать выражением

$$P_k = \frac{4L_k \rho}{d}, \quad (4.4.145)$$

где ρ — удельное омическое сопротивление проводников катушки; $d = \frac{d_1 + d_2}{2}$.

Магнитный момент МИО, выполненного в виде электромагнита, равен

$$L_o = L_c + L_k, \quad (4.4.146)$$

где L_c и L_k — векторы магнитных моментов ферромагнитного сердечника и намагничивающей катушки.

Выражение L_k рассматривалось ранее в формуле (4.4.143). Что касается первого слагаемого суммы (4.4.146), то

$$L_c = J_c V, \quad (4.4.147)$$

где J_c — вектор средней по объему сердечника намагниченности, т.е.

$$J_c = \frac{1}{V} \int J dV,$$

а J — локальный вектор намагниченности элементарного объема dV , причем интеграл распространяется на весь объем сердечника.

Задача отыскания L_c тождественна задаче намагничивания ферромагнитного сердечника, т.е. определения его магнитного состояния по известному намагничивающему полю.

В общем случае, магнитное состояние ферромагнитного тела описывается сложной системой векторных уравнений

$$\begin{aligned} H &= H_k - H_p; \\ H_p &= \text{grad} \left[\int_V \frac{\text{div } J dV}{r} - \int_S \frac{dS}{r} \right]; \quad (4.4.148) \\ J &= J(H); \\ B &= \mu_0(J + H), \end{aligned}$$

где H — истинная напряженность поля в ферромагнетике; H_k — внешнее намагничивающее поле, создаваемое электрическими токами (в нашем случае — поле намагничивающей катушки); H_p — поле наведенных магнитных зарядов ферромагнетика, так называемое размагничивающее поле; V — объем, занимаемый ферромагнетиком; S — поверхность раздела магнитных сред; r — расстояние от точки наблюдения до рассматриваемых dV или dS ; B — магнитная индукция в ферромагнетике; μ_0 — магнитная постоянная.

Специфической особенностью этой системы является сложная и неоднозначная из-за гистерезиса зависимость $J = J(H)$.

Общее решение системы (4.4.148) до сих пор не найдено. В случае МИО, когда ферромагнитный сердечник является осесимметричным телом, а намагничивающее поле направлено по его оси, задача может быть сведена к скалярным переменным. Тогда она решается в случае сердечника в виде однородного изотропного эллипсоида, причем поле H_k должно быть однородным во всем его объеме. Тогда J и H оказываются однородными и параллельными H_k , что приводит к уравнению

$$H = H_k - NJ, \quad (4.4.149)$$

где N — так называемый коэффициент размагничивания, или размагничивающий фактор,

который зависит лишь от соотношения осей эллипсоида.

Уравнение (4.4.149) является удобной расчетной зависимостью для ферромагнитных эллипсоидов и позволяет по кривой намагничивания материала $J = J(H)$ определять их магнитные характеристики (N задается либо формулой, либо таблицей).

Расчет ферромагнитных сердечников методом размагничивающего фактора с использованием уравнения (4.4.149) нашел применение не только для эллипсоидов, но и для сердечников другой формы: в виде сплошных и полых цилиндров, прямоугольных призм. В этом случае сердечники намагничиваются неоднородно даже в однородном поле; в каждой точке сердечника справедливо свое уравнение типа (4.4.149) и, следовательно, коэффициент размагничивания зависит не только от формы сердечника, как в случае эллипсоида, но и оказывается функцией координат точек сердечника. Для сохранения возможности расчета сердечников методом размагничивающего фактора вводят обобщенные уравнения типа (4.4.149), в которых H , J и N некоторым образом усреднены. В основном используются два таких уравнения

$$H_{ц} = H_k - N_{ц} J_{ц}; \quad (4.4.150)$$

$$H_{ц} = H_k - N_c J_c, \quad (4.4.151)$$

где $H_{ц}$ и $J_{ц}$ — усредненные H и J в плоскости, проходящей через центр сердечника перпендикулярно его оси; $N_{ц}$ и N_c — соответственно центральный и средний коэффициенты размагничивания.

В качестве примера выполнения ЭМИО на рис. 4.4.89 представлена его электрическая схема. Катушка выполнена с использованием магнитного сердечника из стали 50Н (рис. 4.4.90). Размеры сердечника 350 мм, диаметр 13 мм. Число витков — 14 500. Резистор $R1$ обеспечивает ограничение тока через катушку в пределах (95...105) мА. Остальные элементы предназначены для уменьшения остаточной намагниченности сердечника (минимизация магнитного момента) после снятия команды (напряжения) с входов ЭМИО.

Конструктивно ЭМИО с указанными выше параметрами имеет следующие характеристики: габаритные размеры 46×56×368, масса — 1,7 кг; магнитный момент — около 40 А·м² (рис. 4.4.91).

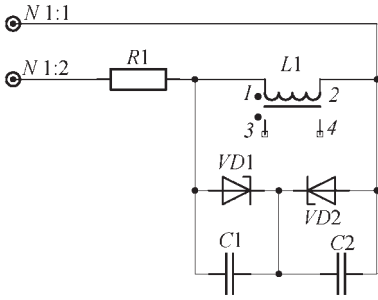


Рис. 4.4.89. Электрическая схема ЭМИО

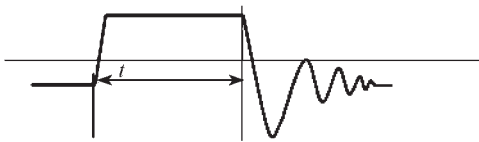


Рис. 4.4.90. Вид напряжения на обмотке $L1$:
 t — время подачи команды

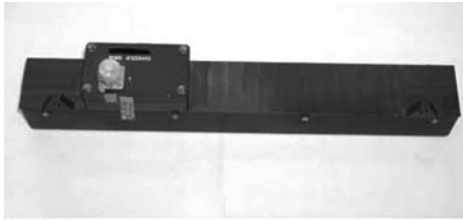


Рис. 4.4.91. Электромагнитный исполнительный орган

4.4.8. ПИЛОТАЖНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

4.4.8.1. Системы отображения информации и средств оперативного управления пилотируемых космических кораблей

Системы отображения информации и средств оперативного управления (СОИ ОУ) предназначены для приема, обработки и отображения информации, формирования аварийно-предупредительных световых, звуковых и речевых сообщений, контроля и управления агрегатами, системами и процессами на всех этапах полета и эксплуатации космических объектов.

Архитектура, состав, функциональные возможности и технические характеристики

СОИ ОУ существенно отличаются в зависимости от назначения объекта, типа ЛА, поколения СОИ, требований по надежности, числа членов экипажа.

В общем виде СОИ ОУ пилотируемых космических объектов представляют собой совокупность программно-аппаратных средств индикации, устройств формирования световой, звуковой сигнализации, речевых сообщений и органов ручного управления системами и агрегатами объекта.

Одной из основных тенденций, характерных для бортового оборудования вообще и для систем отображения информации в частности, является значительное увеличение объема информации, циркулирующей в контуре системы управления ЛА.

В пультях ЛА первого поколения аналоговых параметров было не более 10, двухпозиционных сигнальных параметров и выдаваемых в объект команд не более 30, индицируемых в цифровой форме параметров — единицы.

В системах (комплексах) отображения информации для ЛА самолетного типа и орбитальных станций число сигналов параметров и команд увеличилось более чем на порядок.

Суммарное число параметров, которое необходимо контролировать на МКС, превышает величину 10 000.

Эксплуатация такого сложного динамического объекта с использованием средств СОИ требует организации эффективного контроля и управления по различным контурам систем и агрегатов, расположенных в сегментах станции.

Архитектура и состав СОИ

По аналогии с авиационными комплексами радиоэлектронного оборудования в эволюции СОИ ОУ пилотируемых космических объектов можно выделить несколько поколений.

Первое поколение СОИ для пилотируемого космического корабля «Восток» относится к системам отображения информации «реликтового» типа, функциональные возможности которых фактически полностью определяются составом средств индикации, сигнализации и органов управления, расположенных на лицевых панелях пультов (рис. 4.4.92).

Состав системы: пульт управления и рукоятка управления; приборная доска; датчики температуры.

Пульт управления предназначен для управления агрегатами КК:

Рис. 4.4.92. Первое поколение системы отображения информации. Пульт и приборная доска корабля «Восток»



приемопередатчиками каналов КВ1, КВП и УКВ;

уровнем естественного и искусственного освещения в кабине;

системами ручной ориентации и аварийного спуска аппарата;

системой кондиционирования;

устройствами системы индикации.

В отличие от компоновки самолетных органов управления, смонтированных на многочисленных щитках (панелях) и расположенных в разных частях кабины, на пульте управления корабля «Восток» компоновка органов управления спроектирована в соответствии с возможностями пилота-космонавта и с учетом принадлежности к определенной системе корабля, степенью важности и частотой использования органов управления в процессе полета.

На двух панелях пульта (основной и расположенной под углом 30° боковой панели) размещены:

задатчик регулятора температуры (5 фиксированных положений обеспечивают регулировку температуры воздуха в кабине в интервале 8...17 °С);

рукоятка дистанционного включения газанализатора;

органы управления системой индикации (привязка к местности на глобусе, контроль исправности сигнализаторов, управление звуковой сигнализацией);

органы управления системой радиосвязи;

переключатель «освещение» (дежурное и рабочее освещение в кабине);

тумблеры управления яркостью подсвета оптического ориентатора и уровнем наружно-

го освещения (управление шторками и светофильтром);

особо важные органы управления (логический замок, ручная ориентация, включение тормозной двигательной установки при аварийном цикле спуска, подача кислорода в скафандр, выдача в систему телеметрии сигнала об аварийной ситуации).

В состав приборной доски входят:

индикатор параметров атмосферы в кабине (температура, влажность, давление в приборном отсеке);

индикатор давления в баллонах автоматической и ручной систем ориентации, тормозной двигательной установки;

индикатор местоположения, места посадки и числа оборотов корабля вокруг Земли;

комбинированный временной индикатор; сигнальное табло.

Кроме перечисленных индикаторных устройств, в кабине размещены оптический индикатор пространственного положения корабля (вмонтирован в иллюминатор) и сигнализаторы угловых ускорений по крену, тангажу и рысканью.

Совокупность упомянутых приборов и входящих в состав пульта органов управления обеспечивала контроль жизненно важных параметров на всех этапах полета и возможность в случае необходимости перейти на ручное управление кораблем и обеспечить посадку на Землю.

Особое значение для решения задач навигации, подготовки и осуществления спуска в ручном режиме имеет индикатор местоположения и места посадки.

Вращение глобуса индикатора с физической картой Земли (масштаб 1:100 000 000) обеспечивалось от единого временного устройства КК (точность 0,01 %).

Ввод коррекции периода орбитального движения, переключение прибора с режима индикации местоположения на режим индикации места посадки осуществлялось пилотом вручную с пульта управления.

Для снижения величины накапливающихся погрешностей в индикаторе предусмотрена возможность «привязки к местности» (установка координат и включение прибора по данным с Земли).

Для обеспечения связи по КВ- и УКВ-диапазону на глобус перед запуском корабля наносятся индексы соответствующих радиостанций.

Число оборотов корабля вокруг Земли отображается на трехзначном счетчике, связанном с механизмом управления вращением глобуса.

Основные задачи управления кораблем «Восток», решаемые пилотом с использованием средств СОИ, приведены в табл. 4.4.16.

Опыт полетов КК «Восток» и «Восход» показал, что возможности человека-оператора позволяют возложить на космонавтов сложные задачи по управлению объектом в условиях невесомости, в том числе и задачи ориентации, сближения и ручной стыковки с орбитальной станцией.

В связи с усложнением функциональных задач, стремительным возрастанием объемов информации, требуемой для эффективного управления объектом в реальном времени, архитектура, состав и принципы построения СОИ ОУ существенно изменяются.

На рис. 4.4.93 показан внешний вид базовой СОИ ОУ «Сириус» пилотируемого корабля «Союз».

Отличительной особенностью этой системы являлось применение многофункциональных средств индикации и управления, отвечающих требованию возможности адаптации системы к особенностям объекта и задачам полета, в том числе:

использование электронно-лучевой трубки (ЭЛТ) в качестве многофункционального средства отображения телевизионной и измерительной информации;

внедрение электронных средств формирования информации на ЭЛТ (первое поколе-

4.4.16. Основные задачи управления кораблем «Восток»

Этап полета	Задачи, решаемые пилотом
Выведение на орбиту	Ведение связи со стартом по УКВ-станции
Орбитальный полет и подготовка к спуску	Управление системой кондиционирования Управление системой освещения Ведение радиосвязи с Землей Контроль запаса рабочего тела в баллонах пневмосистемы Контроль герметичности приборного отсека Управление системой индикации корабля Выполнение программы полетного задания
Подготовка к автоматическому спуску	Контроль выполнения программы автоматического цикла спуска
Подготовка к ручному спуску	Выбор места посадки Ручная ориентация корабля Управление СУ ТДУ по программе ручного спуска Ведение связи с Землей
Спуск	Подготовка к катапультированию



Рис. 4.4.93. Система отображения информации третьего поколения. СОИ корабля «Союз-7К»

ние дисплейных процессоров с «жесткой» аппаратной логикой функционирования);

широкое применение электролюминесцентных индикаторов;

обоснование и внедрение принципов временного контроля программы выполнения полета (индикатор контроля программ ИКП);

применение средств «сжатия» командно-сигнальной информации для управления агрегатами и системами объекта (командно-сигнальное устройство).

Дальнейшее совершенствование технических характеристик, эволюция архитектуры и развитие принципов создания СОИ ОУ осуществлялось в рамках программ по созданию орбитальных станций «Салют», «Мир», пилотируемого транспортного космического корабля «Союз-ТМ», многоразовой космической системы «Буран».

Характерными особенностями СОИ этого этапа развития пилотируемой космонавтики являются:

использование принципов иерархического представления информации и управления системами объекта и процессами СОИ (СОИ «Плутон» орбитальной станции «Мир»);

организация диалогового взаимодействия экипажа с бортовым вычислительным комплексом;

использование «развернутого» принципа управления агрегатами системами объекта и представления информации (замена командно-сигнальных устройств на командно-сигнальное поле);

многократное резервирование жизненно важных функций на всех этапах полета (СОИ «Буран»);

повышение роли человеко-машинного интерфейса в обеспечении безопасного пилотирования ЛА;

создание графических дисплейных средств телевизионного типа для отображения телевизионной, алфавитно-цифровой и графической пилотажно-навигационной информации реального времени (СОИ «Буран»).

В отличие от «жесткой» аппаратной логики электронных средств формирования изображения системы «Сириус» в дисплейных процессорах СОИ «Буран» реализована развитая система команд, обеспечивающая возможность оперативного перепрограммирования и создания новых видов индикации на всех эта-

пах создания, комплексной обработки и эксплуатации ЛА.

Основные характеристики дисплейных средств СОИ «Буран»:

обеспечение возможности совмещения телевизионной и дисплейной информации с использованием внешней синхронизации подсистем формирования изображения;

организация взаимодействия с БЦВК по последовательному интерфейсу (аналог интерфейса ГОСТ Р 52070—2003);

программный принцип формирования видов индикации с использованием языка программирования высокого уровня («Вектор», «Дуга», «Окружность», «Поворот» и «Сдвиг» изображения, «Текст», «Штриховка элементов»);

формирование и отображение пилотажно-навигационной информации в реальном времени;

гибкое перераспределение функций формирования видов индикации между БЦВК и дисплеем (формирование динамических фрагментов изображения в БЦВК, хранение и формирование статических видов индикации в дисплее).

При разработке базовых средств СОИ ОУ для модулей международной орбитальной станции (пульт ИнПУ-МКС и СОИ «Нептун-МЭ») для пилотируемого КК «Союз-ТМА») получили развитие принципы унификации проектно-конструкторских решений для аппаратуры различного назначения (орбитальная станция и СА корабля).

В отличие от систем старших поколений ключевые позиции в архитектуре системы «Нептун-МЭ» и ИнПУ занимают программно-аппаратные средства СОИ и индикаторные устройства на плоских панелях.

Несмотря на различие в объеме и сложности решаемых задач (помимо орбитального режима работы, система «Нептун-МЭ» обеспечивает выполнение функциональных задач на этапах выведения, ориентации, сближения и причаливания) в архитектуре вычислительных средств упомянутых изделий использованы общие проектные решения и принципы, в том числе:

единая базовая платформа программно-аппаратных средств (модули в стандарте микро-PC) и индикаторных средств;

единый состав, назначение и расположение органов управления ИнПУ-МКС и ИнПУ-1, ИнПУ-2 в составе СОИ «Нептун»;

единый матричный принцип управления агрегатами и системами объекта;

использование принципов и средств открытых технологий;

существенное возрастание роли эргономического, информационного и программного обеспечения в организации человеко-машинного интерфейса.

На рис. 4.4.94 и 4.4.95 приведены соответственно внешний вид и структурная схема

пульта космонавтов (пульта спускаемого аппарата) СОИ «Нептун-МЭ» для пилотируемого корабля «Союз-ТМА».

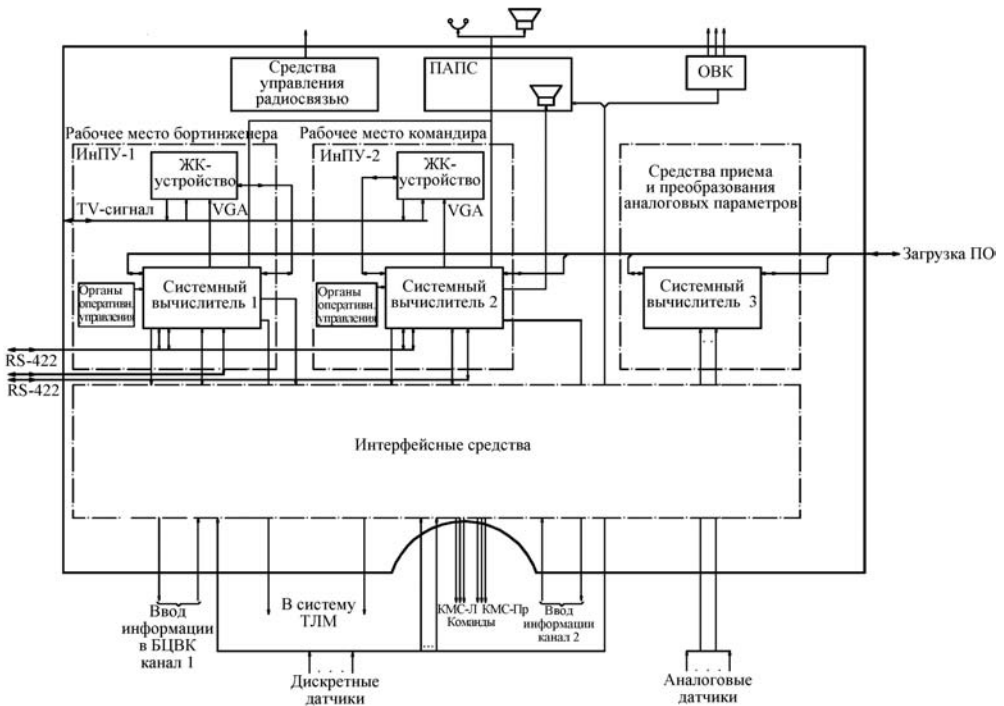
В состав пульта входят:

рабочее место бортинженера (ИнПУ1): системный вычислитель 1; цветной матричный ЖКИ; органы оперативного управления;

рабочее место командира (ИнПУ2): системный вычислитель 2; цветной матричный ЖКИ; органы оперативного управления;



а)



б)

Рис. 4.4.94. Система отображения информации пятого поколения:

а — пульт космонавтов корабля «Союз-ТМА»; б — структурная схема пульта космонавтов СОИ «Нептун-МЭ» для пилотируемого корабля «Союз-ТМА»

рабочее место инженера-исследователя:
системный вычислитель З; средства приема и преобразования аналоговых параметров;

подсистема формирования световых, звуковых и речевых аварийно-предупредительных сигналов (ПАПС);

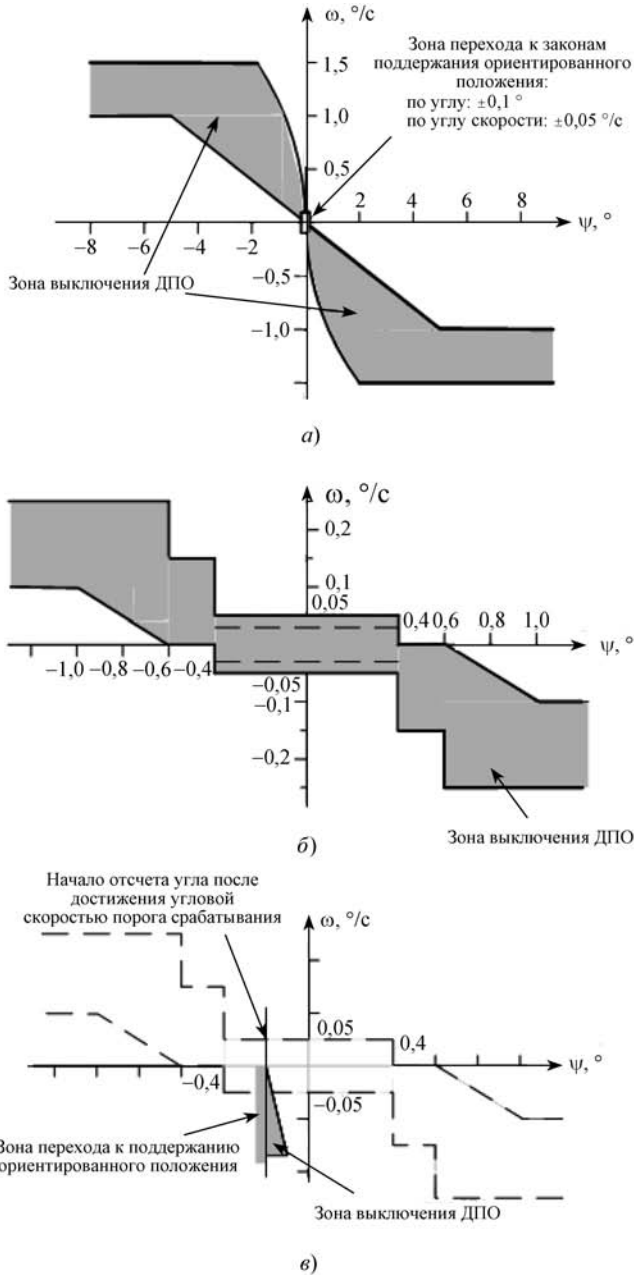


Рис. 4.4.95. Линии переключения:

а — при приведении к ориентированному положению; б — при поддержании ориентированного положения; в — при парировании возмущающего момента

интерфейсные средства (устройства связи с БЦВК и системами объекта);

средства выдачи особо важных команд (ОВК);

средства управления радиосвязью.

Программно-аппаратные средства пульта обеспечивают на всех этапах полета выполнение основных функциональных задач:

организацию диалогового взаимодействия экипажа ЛА с вычислительными средствами объекта;

прием по «прямым» связям, преобразование и обработку информации от датчиков релейного типа и аналоговых датчиков;

формирование ПАПС и звуковых сигналов;

формирование и отображение дисплейной и телевизионной информации, в том числе в режимах совмещения на экранах ЖКИ;

преобразование отображаемой на экранах ЖКИ информации в полный телевизионный сигнал для передачи на Землю с целью дистанционного контроля;

выдачу команд управления системами и агрегатами объекта;

регистрацию входных сигналов и команд управления в энергонезависимой памяти;

формирование и выдачу телеметрической информации;

программно-логическое управление системами корабля;

информационную поддержку деятельности экипажа с выдачей рекомендаций по действиям в нештатных ситуациях.

4.4.8.2. Ручное управление кораблем «Союз» на ОСЗ

На корабле «Союз» ручное управление обеспечивает проведение следующих динамических режимов: построение орбитальной ориентации; сближение и стыковку; закрутку для ориентации солнечных батарей на Солнце.

Для выполнения перечисленных динамических режимов корабль «Союз» оснащен оптическим прибором ВСК-4; лазерным дальномером; ручками управления ориентацией (РУО) и движением (РУД); блоком управления перемещением и ориентацией (БУПО).

Управление движением корабля космонавт осуществляется при помощи РУД и РУО, сигналы которых поступают в БУПО.

При отклонении РУД замыкаются контакты, которые включают двигатели перемещения ЦМ АК на время, пока РУД отклонена. При выборе с пульта космонавта импульсного режима работы РУД на двигатели перемещения и ориентации поступают импульсы длительностью 0,1 с с частотой 1 Гц. Для управления скоростью причаливания используется смонтированный в РУД 3-позиционный переключатель (тумблер от себя — «разгон», тумблер на себя — «торможение»). Управление по каналам независимое.

Отклонение РУО вызывает вращение АК с угловой скоростью, пропорциональной углу ее отклонения. При построении орбитальной ориентации:

«вверх — вниз» управление по тангажу (вокруг оси OZ);

«вправо — влево» управление по курсу (вокруг оси OX);

«по — против» часовой стрелке управление по крену (вокруг оси OY).

При сближении и причаливании:

«вверх — вниз» управление по тангажу (вокруг оси OZ);

«вправо — влево» управление по курсу (вокруг оси OY);

«по — против» часовой стрелке управление по крену (вокруг оси OX).

Изменение каналов управления от сигналов РУО при построении орбитальной ориентации и сближении введено с тем, чтобы для космонавта была единая мнемоника выбора направления отклонения РУО в зависимости от движения изображения ориентира на экране прибора.

Максимальная скорость вращения корабля «Союз» 3 °/с. Управление ориентацией по каждому из каналов независимое. При возврате РУО в нейтральное положение (сигнал с РУО равен нулю) корабль стабилизируется по угловой скорости и интегралу от угловой скорости. Начало интегрирования задается моментом постановки РУО в нейтраль. Алгоритм управления (после постановки РУО в нейтраль) имеет переменную структуру, которая разделяется на:

гашение начальных условий и приведение к ориентированному положению — угол не более $|0,1|^\circ$ при угловой скорости не более $|0,05|^\circ/\text{с}$;

поддержание ориентированного положения — угол не более $|0,5|^\circ$, угловая скорость не более $|0,05|^\circ/\text{с}$;

стабилизация при наличии возмущающего ускорения от включения двигателей перемеще-

ния ЦМ по сигналам РУД, осредненное значение угловой скорости в установившемся режиме не более $|0,02|$ °/с, а угловое отклонение от момента, когда угловая скорость превысила порог срабатывания ($|0,05|$ °/с) не более $0,2^\circ$.

Смена режимов в алгоритме управления осуществляется автоматически по анализу величин углов и угловых скоростей. Законы управления алгоритма приведены на рис. 4.4.95.

Построение орбитальной ориентации начинается с заданием вращения кораблю по тангажу или крену (определяет космонавт по результатам наблюдения внешнего пространства) для построения ориентации в плоскости местного горизонта. После завершения операции изображение Земного горизонта и прилегающей к нему части Земной поверхности должны равномерно и симметрично заполнять периферийные поля зрения ВСК-4. Затем, разворачивая корабль по курсу, космонавт должен совместить изображение бега предметов подстилающей поверхности Земли с указателем курсовой линии центрального поля зрения. По завершению этой операции орбитальная ориентация считается построенной. Ошибка ориентации в плоскости местного горизонта не более 3° , ошибка ориентации по бегу предметов подстилающей поверхности не более 5° .

Сближение, облет и причаливание. Ручное сближение к пассивному кораблю (ПК), например, к орбитальной станции, может быть выполнено с дальности не более 5 км при модуле вектора боковой относительной скорости не более 9 м/с. Замеры дальности космонавт (бортинженер) осуществляет при помощи лазерного дальномера через иллюминатор БО. По замерам дальности и промежутку времени между ними бортинженер вычисляет скорость сближения. Имея информацию о дальности и скорости сближения, а также оценку угловой скорости линии визирования, получаемую по движению изображения ПК на экране ВСК-4, космонавт (командир) выполняет сближение. Сближение осуществляется по методу параллельного наведения. Для этого космонавт поддерживает заданную программу управления скоростью сближения в зависимости от дальности и включения ДПО поддерживает величину угловой скорости, близкую к нулю. Порог включения ДПО для гашения угловой скорости линии визирования составляет $(0,05...0,07)$ °/с, выключения ДПО — не более $0,02$ °/с. Порог выключения определяется значением угловой скорости корабля вокруг ЦМ

при воздействии внешнего возмущающего момента от работы ДПО для коррекции бокового движения. При наличии скорости линии визирования космонавт отклоняет РУД и удерживает ее до тех пор, пока движение изображения ПК на экране не остановится. Сближение заканчивается на дальности 50...100 м, где выполняется зависание и начинается облет ПК для выхода к требуемому стыковочному узлу.

Облет ПК выполняется по визуальным измерениям дальности и скорости причаливания. Траекторию облета к требуемому узлу выбирает космонавт, исходя из положения ПК относительно линии визирования и Солнца на возможной траектории облета. При облете космонавт поддерживает скорость причаливания $\pm(0,1...0,2)$ м/с, а дальность в пределах 100...150 м. Дальность оценивается по угловому размеру характерного конструктивного элемента. Угловая скорость линии визирования при облете в пределах $0,3$ °/с. После выхода на требуемый узел космонавт гасит облетную скорость и переходит к выполнению причаливания.

Ручное причаливание выполняется с дальности 50...400 м по визуальным измерениям параметров относительного движения. Максимальная дальность определяется возможностью визуального определения расстояния и оценки скорости причаливания.

При приближении до 20 м определение расстояния осуществляется по характерным размерам конструкции ПК, а ближе — по стыковочной мишени. Скорость причаливания оценивается по изменению углового размера выбранного элемента конструкции на фиксированном интервале времени. Скорость причаливания до дальности 20 м — $0,2...0,3$ м/с, ближе $0,05...0,15$ м/с (рис. 4.4.96).

Положение ЦМ АК относительно линии визирования определяется по рассогласованию между перекрестием экрана ВСК-4 и изо-

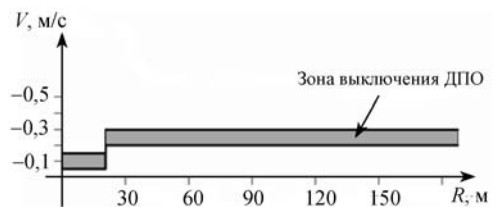


Рис. 4.4.96. Закон управления скоростью причаливания

бражением корпуса ПК на больших расстояниях, а ближе 20 м — по отклонению стыковочной мишени. Угловая скорость линии визирования (ее наличие или отсутствие) оценивается по движению выбранного ориентира (корпуса или стыковочной мишени) относительно координатной сетки прибора (монитора). Пороги включения и выключения ДПО при коррекции угловой скорости линии визирования такие же, как и при сближении на больших дальностях (на включение $0,07$ °/с, на выключение $0,02$ °/с).

При отсутствии рассогласований (при параллельности осей корабля «Союз» и стыковочного узла ПК) выносной крест стыковочной мишени должен располагаться симметрично относительно основания мишени, а его изображение в приборе, совпадать с центральным перекрестием прибора.

4.4.8.3. Система ручного причаливания

Система ручного управления позволяет выполнить следующие динамические операции: причаливание к ОС; зависание на выбранной дальности; облет ОС.

Необходимые для управления параметры относительного движения:

дальность;

скорость сближения;

углы рассогласования АК относительно линии визирования;

углы рассогласования ОС относительно линии визирования;

взаимный крен;

угловая скорость линии визирования определяются визуально.

Ручное причаливание выполняется по методу параллельного наведения.

Для визуального определения параметров движения космонавт должен наблюдать ОС. Разрешающая способность визуальной системы (телевизионной или оптической), с помощью которой проводятся наблюдения ОС и визуальные измерения параметров движения, должна быть не хуже $0,1$ °.

Дальность оценивается по угловому размеру опорных элементов ОС.

Скорость причаливания определяется по засечкам времени прохождения двух замеров дальности.

Углы рассогласования КА относительно линии визирования космонавт определяет по величине отклонения выбранного характерно-

го элемента конструкции или стыковочной мишени относительно перекрестия системы, через которую ведется наблюдение ОС. В состыкованном состоянии перекрестие визуальной системы должно совмещаться с крестом, нарисованным на основании мишени и выносным крестом, закрепленным на ее основании. Расстояние до выносного креста от основания мишени должно быть таким, чтобы к моменту касания ошибка определения рассогласования между крестом, нарисованным на основании, и выносным крестом была не более $0,1$ °. При этих условиях величина промаха в момент касания будут не более 5...10 см.

Необходимая для управления угловая скорость линии визирования определяется по видимому перемещению ОС или стыковочной мишени относительно перекрестия или сетки визуальной системы.

Видимость ОС в тени Земли обеспечивается включением фары, сила света которой позволяет видеть ОС с дальности 200 м до касания.

Требования к автоматической части ручной системы

Требования к контуру ориентации

Для обеспечения визуальных измерений КА должен стабилизироваться вокруг ЦМ относительно инерциальной (или орбитальной) системы координат, начало отсчета которой задает космонавт. Комфортные условия для проведения визуальных измерений обеспечиваются при амплитуде стабилизационных колебаний не более $\pm 0,5$ °. При этом угловая скорость вокруг ЦМ не более $0,01...0,02$ °/с.

Для управления ориентацией применяется 3-степенная РУО, сигналы с которой (раздельно по крену, курсу и тангажу) суммируются с соответствующими сигналами датчиков угловой скорости. При суммарном сигнале более $[0,05]$ °/с включаются двигатели ориентации и отключается автоматическая стабилизация относительно поддерживаемой системы координат. Максимальная скорость разворота, применяемая на российских кораблях, $[3]$ °/с. По окончании разворота (по факту возврата РУО в нейтральное положение — сигнал с РУО меньше $[0,05]$ °/с) подключается автоматическая стабилизация и начинается интегрирование сигнала датчика угловой скорости. Таким образом, запоминается пространственное положение, относительно которого авто-

матический контур управления будет поддерживать ориентацию.

Требования к контуру управления движением ЦМ

Для включения двигателей, корректирующих движения ЦМ КА в плоскости, перпендикулярной линии визирования, используется 2-степенная РУД. При наличии угловой скорости линии визирования космонавт отклоняет РУД в направлении, противоположенном перемещению ОС относительно координатной сетки визуальной системы. В отклоненном положении РУД удерживается до прекращения перемещения ОС.

Включение двигателей перемещения ЦМ вызывает появление возмущающего момента. Для повышения точности регулирования угловой скорости линии визирования, стабилизация КА вокруг центра масс в условиях наличия возмущающего момента не должна вносить ошибки в оценку космонавтом угловой скорости линии визирования. Для этого стабилизация КА вокруг ЦМ должна вестись относительно того положения, в котором зафиксировано появление возмущающего момента. При этом амплитуда колебаний по углу не должна превышать $0,1^\circ$. Управление скоростью причаливания производится включением двигателей при отклонении тумблера «от себя» для увеличения скорости причаливания, и «на себя» — для ее уменьшения.

Причаливание

При выполнении причаливания космонавт регулирует скорость приближения в зависимости от дальности в соответствии с заданной программой.

В процессе приближения космонавт должен поддерживать величину — угловую скорость линии визирования, близкую к нулю. При этом угловое рассогласование — отклонение выбранного за ориентир элемента конструкции ОС от перекрестия визуальной системы не должно превышать $2...3^\circ$.

С дальности, когда будет наблюдаться стыковочная мишень (20...30 м для стыковочной мишени российских кораблей), космонавт следит не только за ориентацией КА по линии визирования, но за и положением выносного креста относительно креста основания мишени. При их расхождении он должен набрать угловую скорость линии визирования и совместить эти кресты.

Перед касанием перекрестие визуальной системы должно накладываться на совмещенные выносной крест и крест основания мишени.

Зависание

Зависание — динамическая операция полета, когда космонавт, управляя скоростью приближения, удерживает КА в заданном диапазоне дальности. При этом угловая скорость линии визирования должна быть в пределах нуля.

Облет

Для подхода к ОС с заданной стороны или перелета от одного стыковочного узла к другому выполняется облет. При облете космонавт, управляя скоростью приближения, должен удерживать КА в заданном диапазоне дальности и одновременно придать КА угловую скорость в требуемом направлении для выхода в заданную зону ОС.

Причаливание, зависание и облет могут быть выполнены и в случае, если космонавт не находится на борту КА. Тогда на рабочее место оператора должна выдаваться информация от визуальной системы, а на КА передаваться команды и сигналы РУО и РУД.

4.4.8.4. Система ручной ориентации

Система ручной ориентации позволяет выставить КА относительно пространства с заданными точностями. Основные виды ориентации — орбитальная и инерциальная. После выполнения ориентации космонавт может выполнить коррекцию траектории полета, поддерживая ориентированное положение во время работы корректирующего двигателя.

Для выполнения ориентации и стабилизации космонавту необходимо наблюдать ориентиры, по которым определяются углы рассогласования. Наблюдение ориентиров осуществляется через визуальную систему (оптическую или телевизионную).

Орбитальная ориентация на орбите ИСЗ строится по наблюдению Земной поверхности через визуальную систему. Симметричное расположение горизонта Земли в визуальной системе обеспечивает ориентацию КА в плоскости местного горизонта. При беге подстилающей поверхности в заданном направлении обеспечивается трехосная орбитальная ориентация. Для коррекции траектории полета направление бега предметов должно совпадать с

линией действия тяги корректирующего двигателя. Ошибка ориентации в плоскости местного горизонта (определяемая операторской деятельностью космонавта) $\pm 1,5^\circ$. Ошибка по бегу подстилающей поверхности $\pm 3^\circ$.

Трехосная инерциальная ориентация по Солнцу и планете обеспечивает выставку осей КА относительно любого наперед заданного направления в пространстве. Ориентация может выполняться на орбите ИСЗ и перелетных траекториях к Луне. Ошибка построения ориентации 1...2°. Основное назначение — предварительная ориентация КА для выставки ручного прибора ориентации по звездам или других навигационных средств.

При ориентации по Солнцу и планете сначала изображение Солнца приводится в заданное место визуальной системы, определяемое маркером, местоположение которого определяется уставками. Затем вращением вокруг направления на Солнце изображение планеты совмещается со вторым маркером. На этом построение трехосной пространственной ориентации закончено.

При выполнении **ориентации по звездам** поиск заданных навигационных звезд не проводится. Предварительная ориентация по Солнцу и планете обеспечит ввод навигационных звезд в поле зрения визуального звездного прибора. Космонавт должен опознать заданное созвездие и вращениями корабля совместить маркеры прибора с изображениями звезд. После чего ориентация будет построена. Для построения инерциальной ориентации по звездам достаточно использование звезд до третьей звездной величины включительно.

Стабилизация при работе корректирующего двигателя. В процессе работы корректирующего двигателя космонавт поддерживает ориентированное положение КА.

При полете на ИСЗ для удовлетворения требований по точности выдачи корректирующего импульса достаточно поддерживать ориентированное положение.

При увеличении требований по точности выдачи корректирующего импульса в ручную систему управления необходимо введение акселерометров не только для определения момента выключения двигателя, но и для ограничения величины скорости в перпендикулярной плоскости.

Визуальные системы должны обеспечивать поиск ориентиров, по которым выполняется задача ориентации.

Орбитальная ориентация на орбите ИСЗ решается визуальной системой, поле зрения которой определяется угловым размером Земли для данной высоты полета. Поле зрения может быть прерывистым, как в приборе ВСК на кораблях «Союз», или непрерывным, как в приборе ВШТВ, использовавшимся на ОС «Мир».

Прибор ВСК (рис. 4.4.97) имеет центральное поле зрения $\pm 7,5^\circ$ и 8 периферийных полей каждое — $(15 \times 30)^\circ$. Экран снабжен курсовой линией (поворотной), задающей направление бега предметов подстилающей поверхности. Центральное поле зрения снабжено поворотной призмой, которая поворачивает его на 90° для наблюдения стыковочной мишени при ручном причаливании.

Прибор ВШТВ (рис. 4.4.98) имеет непрерывное поле зрения 190° и обеспечивает выполнение не только задачи орбитальной ориентации, но и ориентацию по Солнцу и планете.

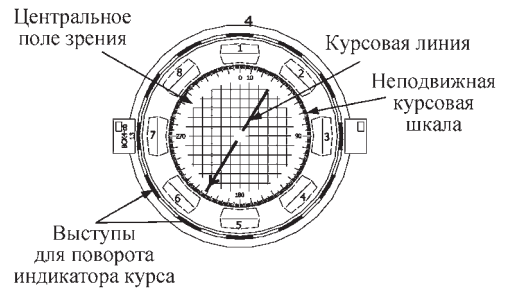


Рис. 4.4.97. Рассеивающий экран ВСК:
1-8 — периферийные поля зрения

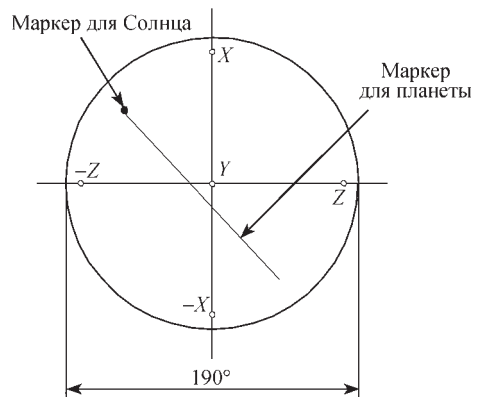


Рис. 4.4.98. Экран ВШТВ

те, как самостоятельную задачу, так и для предварительной выставки других навигационных средств. Визуальная система оснащена маркерами, задающими положение Солнца и планеты. Эти маркеры могут выставляться в любом месте поля зрения в зависимости от решаемой задачи. При орбитальной ориентации Земная поверхность должна симметрично относительно оси Y заполнять экран, а бег предметов подстилающей поверхности в направлении $(-X) - (X)$ или $(X) - (-X)$ в зависимости от требуемой ориентации — на увеличение орбитальной скорости или уменьшение.

Визуальная система для опознавания участка звездного неба и проведения предварительной ориентации должна иметь поле зрения не менее 40 градусов. Система оснащена маркерами, которые допускают выставку их в любом месте поля зрения.

Повышение точности ориентации по звездам достигается визуальной системой, состоящей из двух узкоугольных подвижных полей зрения, положение которых в системе задается введением требуемых координат. В каждом поле зрения имеется маркер, в котором при выполненной ориентации должна находиться звезда. Опознавание звезд по этой визуальной системе не проводится. Для ограничения величины боковой скорости при выдаче корректирующего импульса эта система оснащается двумя акселерометрами, сигналы которых вводятся или в суммарный управляющий сигнал системы стабилизации, или в изменение положения маркеров узкоугольных полей зрения.

Требования к контуру ориентации

После приведения к требуемому положению контур ориентации по команде с пульта управления должен переходить к импульсному включению исполнительных органов. При импульсном управлении сигналы датчиков угловой скорости отключаются. При каждом отклонении РУО двигатели включаются на заранее заданную длительность, выбираемую из условия обеспечения нужной точности при минимуме расхода рабочего тела.

4.4.8.5. Ручки управления движением

Ручки управления пилотируемого КК служат для формирования управляющих сигналов по линейным и угловым перемещениям корабля в ручном контуре управления. Формирователи сигналов потенциометрического и

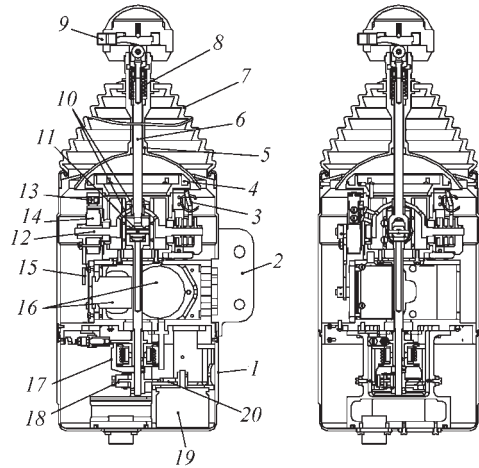


Рис. 4.4.99. Ручки управления РУД и РУО

релейного управления движением по шести степеням свободы сведены в две ручки управления.

РУД формирует три сигнала для обеспечения плоскопараллельного движения корабля по трем осям координат.

РУО формирует три сигнала для обеспечения ориентации корабля по тангажу, рысканию и крену.

РУО устанавливается на кресле командира корабля под правую руку, а РУД — под левую (рис. 4.4.99).

Устройство выполнено в цилиндрическом корпусе 1, имеющем силовой кронштейн 2 для крепления к креслу. По оси корпуса в канале колодки 5 устанавливается рукоятка 6, закрепленная в кардановом шарнире 11. Со стороны ручки корпус защищен гофрированным протектором 7.

Кардановый шарнир обеспечивает вращение рукоятки в двух перпендикулярных направлениях на угол $\pm 32^\circ$. Перпендикулярные оси кардана кулисно-рамочными соединениями 10 обеспечивают синхронное вращение внешних осей 12, являющимися кинематическим продолжением осей кардана. На концах кардановых осей установлены кулачки 14, взаимодействующие с контактными устройствами 13. Контактные устройства обеспечивают дублированный сигнал о достижении предельных углов поворота рукоятки. Кроме того, устройство оборудовано механическими упорами предельного поворота.

На осях кардана также установлены рычажно-пружинные механизмы 3. Механизмы двухстороннего действия обеспечивают сопротивление вращению рукоятки с возрастающим моментом от 0,2 до 1,2 Н·м, обеспечивающим тактильность восприятия рукой космонавта процесса активного управления, направления движения рукоятки и качественной оценки угла поворота. Начальное двухстороннее поджатие обеспечивает возвращение рукоятки в нейтральное положение при ее отпуске рукой. Также обеспечивается устойчивость к ложному срабатыванию, т.е. несанкционированному отклонению рукоятки при внешних динамических воздействиях.

Для повышения устойчивости к ложному срабатыванию в конструкции механизма используется шариковый замок нейтрального положения, обеспечивающий пороговый режим срабатывания 0,3 Н·м на рукоятке. Кроме того, шариковый замок обеспечивает пиковое повышение момента сопротивления на рукоятке величиной 0,1 Н·м над текущим номиналом, при угле поворота на угол $\pm 18^\circ$.

Пиковое повышение момента сопротивления воспринимается пальцами космонавта и служит сигналом о приближении к предельным углам поворота.

Внешние оси карданов через секторное зубчатое зацепление 15 передают поворот рукоятки на дублированные потенциометры 16, обеспечивающие измерение угла отклонения ручки и выдачу управляющего тока в систему управления движением и навигацией корабля, соответственно по тангажу и рысканию.

При длительном удержании рукоятки в рабочем положении предусмотрена ее принудительная фиксация. С этой целью на головке рукоятки установлен двухпозиционный фиксатор 9 с двумя длинноходными кнопками расфиксированного и зафиксированного положения. Профилированный паз фиксатора осуществляет осевое перемещение по стержню рукоятки поджатую пружиной 8 корпуса колодки 5. При обжатии фиксатором ролика колодки пружиной 8 обеспечивается прилегание сферической части колодки к неподвижному кольцу 4, изготовленного из фрикционного материала. Силы трения, возникающие при их контакте, обеспечивают удержание рукоятки в заданном положении. Расфиксация выполняется нажатием на вторую кнопку фиксатора.

Управление по крену осуществляется поворотом головки рукоятки относительно ее

продольной оси на угол $\pm 62^\circ$. Вращение передается через кардан на двухсторонний пружинный механизм 17, контактное устройство 18, на секторную зубчатую передачу 20 и дублированный потенциометр 19.

При вращении рукоятки вращается только внутренний кардан, а кулисно-рамочное соединение не передает вращение на внешние оси, задействованные в управлении по каналам тангажа и рыскания.

Направление вращения рукоятки соответствует направлению движения корабля по крену. Момент вращения на рукоятке изменяется от 0,1 до 0,6 Н·м. В устройстве также предусмотрены шариковые замки пикового нагружения и механические упоры.

Ручка РУД конструктивно аналогична ручке РУО.

Отклонение ее рукоятки вверх/вниз и вправо/влево формирует сигналы для обеспечения движения корабля по осям « $\pm Y$ » и « $\pm Z$ » соответственно. Для выдачи сигналов на движение корабля по оси « $\pm X$ » — разгон и торможение на кронштейне корпуса установлен трехпозиционный переключатель со средним нейтральным положением. Включение переключателя в переднее и заднее положение формирует сигнал на разгон и торможение соответственно. Вращение рукоятки не используется.

Ручки управления РУД и РУО также используются на МКС для выполнения сближения кораблей «Прогресс» со станцией в телеоператорном режиме управления (ТОРУ) кораблем.

Глава 4.5

БОРТОВОЙ РАДИОТЕХНИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС

4.5.1. ОСНОВНЫЕ ЗАДАЧИ И СОСТАВ

Бортовые радиотехнические комплексы (БРТК) представляют собой совокупность радиотехнических систем, приборов и устройств, устанавливаемых на изделиях РКТ для обеспечения выполнения их полетных заданий.

Средства БРТК, устанавливаемые на изделиях РКТ, выполняют следующие задачи:

совместно с наземными средствами:

прием от центров управления полетом (ЦУП) и командно-измерительных пунктов (КИП) командно-программной информации

(КПИ), обработку ее и выдачу в бортовой комплекс управления (БКУ) изделия РКТ, передачу в ЦУП квитанций о прохождении на борт КПИ;

сверку бортового и наземного времени; формирование и передачу в ЦУП телеметрической информации (ТМИ) для контроля функционирования бортовых систем и агрегатов изделия РКТ;

обеспечение измерения на средствах КИП параметров орбиты полета изделий РКТ; двухстороннюю телефонную и телевизионную связь экипажа изделия с ЦУП;

обмен между ЦУП и экипажем цифровой информацией (ЦИ) при ручном или автоматизированном управлении и контроле средств и агрегатов изделия;

телевизионный контроль за внутренними и внешними фрагментами изделия РКТ, внешними объектами и пространством;

передачу на Землю научной широкополосной цифровой информации по результатам проведения экспериментальных работ;

совместно с другими бортовыми радиосредствами изделий РКТ:

двухстороннюю телефонную связь экипажей двух КА при совместном полете или/и при их стыковке;

контроль и управление средствами КА при автоматической или автоматизированной стыковке его к другому КА или космической станции;

двухстороннюю связь между членами экипажа при внекорабельной деятельности (ВКД); контроль за состоянием членов экипажа и работоспособностью их скафандров при ВКД;

совместно с другими радиосредствами:

обеспечение двухсторонней телефонной связи средств наземной поисково-спасательной службы с экипажем СА и радиопеленгации места посадки СА;

автономное определение местоположения изделий РКТ, включая СА, с использованием космических навигационных комплексов;

обеспечение двухсторонней связи радиосредств БРТК с наземными КИП и ЦУП при приеме-передаче различной информации не только непосредственно по радиолиниям «Земля — изделие РКТ — Земля», но и через спутники-ретрансляторы (СР), устанавливаемые на геостационарной орбите.

Состав средств бортового радиотехнического комплекса (совокупность систем, приборов и устройств) определяется составом за-

дач каждого конкретного изделия РКТ. По составу задач и условиям работы, определяющих состав средств БРТК, изделия РКТ могут быть классифицированы следующим образом:

1) пилотируемая программа:

долговременная орбитальная станция (ДОС), МКС и модули в составе МКС; пилотируемые транспортные корабли; беспилотные грузовые корабли; автономные беспилотные или посещаемые модули по программе МКС;

2) низкоорбитальные автоматические КА, в том числе системы дистанционного зондирования Земли;

3) высокоорбитальные автоматические космические аппараты систем связи, навигации и мониторинга Земли;

4) малые космические аппараты (МКА);

5) средства выведения: РН; РБ.

На изделиях РКТ используются следующие средства бортового радиотехнического комплекса:

1) комплексные радиосистемы, обеспечивающие приемопередачу практически всех видов информации между наземными средствами ЦУП-КИП и изделием РКТ;

2) специализированные системы: системы телефонно-телеграфной связи экипажа и пеленгации (СТТС); телевизионные системы (ТВС); системы телеизмерений (СТИ); приборы для ретрансляции сигналов измерения дальности;

3) антенно-фидерные устройства радиосистем и приборов.

В состав бортового радиотехнического комплекса конкретного типа изделия РКТ могут входить как совокупность различных систем, приборов и устройств, так и только одна радиосистема с АФУ.

На рис. 4.5.1 приведена структурная схема наиболее полного бортового радиотехнического комплекса служебного модуля (СМ) МКС.

В составе БРТК служебного модуля МКС используются:

1) комплексные радиосистемы:

бортовая радиотехническая система управления и связи ДМ диапазона РСУС «Регул-ОС»;

бортовая радиотехническая система СМ диапазона БРТС «Лира»;

2) специализированные системы:

СТТС «Восход-М»;

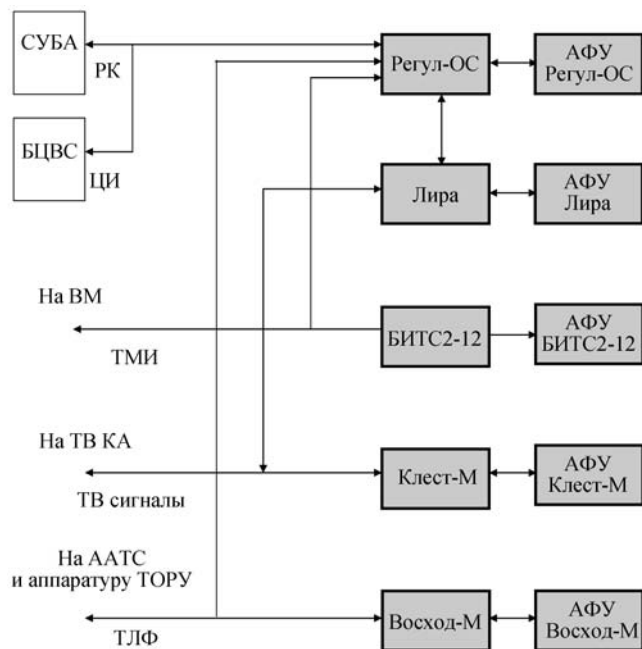


Рис. 4.5.1. Структурная схема БРТК служебного модуля:

СУБА — система управления бортовой аппаратурой; БЦВС — бортовая цифровая вычислительная система; РК — разовые команды; ЦИ — цифровая информация; ВМ — видеомониторы; ТМИ — телеметрическая информация; ТВ КА — ТВ коммутационная аппаратура; ААТС — абонентская аппаратура ТЛФ связи; ТОРУ — телеоператорный режим управления; ТЛФ — телефонные сигналы

телевизионная система ТВС, состоящая из аппаратуры «Клест-М» и системы уплотнения цветного телевизионного сигнала «Кулик-2»;

система телеметрических измерений БИТС2-12;

3) антенно-фидерные устройства (АФУ) систем: «Регул-ОС»; «Ли́ра»; «Восход-М»; «Клест-М»; БИТС2.

В табл. 4.5.1 приведены данные по системам БРТК служебного модуля МКС.

Специализированные системы связи и телевидения обеспечивают ТЛФ и ТВ связь всех модулей МКС за счет установки в составе этих модулей абонентской аппаратуры телефонной связи, телевизионных камер и коммутационной аппаратуры и/или использования переносных телекамер. СТТС обеспечивает приемопередачу сигналов телеоператорного режима управления при ручной стыковке кораблей к МКС.

Комплексная система «Регул-ОС» выдает в систему управления бортовой аппаратурой

разовые команды, а в бортовую цифровую вычислительную систему — цифровую информацию для формирования и коррекции программ управления системами СМ.

Комплексные радиосистемы «Регул-ОС» и «Ли́ра» обеспечивают, кроме собственных функций приемопередачи командной и цифровой информации управления и обмена с ЦУП и ретрансляцию сигналов для измерения параметров орбиты, резервирование приемопередающих трактов систем телевидения, телефонии и телеметрии.

Все системы БРТК имеют следующие общие характеристики, определяемые энергетическими потенциалами радиолиний:

- используемый частотный диапазон;
- предельную дальность связи;
- пропускную способность или скорость передачи информации;

применяемые методы передачи информации (модуляция, помехоустойчивое кодирование, использование ответного канала для контроля и исправления ошибок и т.п.);

4.5.1. Данные по системам БРТК служебного модуля МКС

Название системы	Разработчик	Выполняемые функции
Бортовая радиосистема управления и связи «Регул-ОС»	РНИИ КП	Прием от ЦУП КПИ, обработку ее и выдачу в системы БКУ; передачу в ЦУП квитанций о прохождении на борт КПИ; обеспечение измерения параметров орбиты; обмен между ЦУП и экипажем цифровой информацией (ЦИ); передачу на Землю научной широкополосной ЦИ; резервирование ПРД СТИ по передаче в ЦУП телеметрической информации; резервирование ПРМ и ПРД СТТС в части обмена телефонной связью ЦУП и экипажа; резервирование ПРМ и ПРД ТВС в части обмена телевизионной связью ЦУП и экипажа
Бортовая радиотехническая система спутниковой связи «Лира»	РНИИ КП	Обеспечение двухсторонней связи через СР систем БРТК с ЦУП при приеме-передаче КПИ, ЦИ, ТМИ, ТЛФ и ТВ сигналов
Система телефонно-телеграфной связи «Восход-М»	МНИИРС	Внутреннюю двухстороннюю телефонную связь служебного модуля с другими модулями МКС; двухстороннюю телефонную связь экипажа с ЦУП; двухстороннюю телефонную связь экипажа с транспортными кораблями при стыковке; двухстороннюю телефонную связь экипажа при ВКД; приеме-передачу сигналов управления при стыковке с транспортными и грузовыми кораблями
Телевизионная система с системой уплотнения цветного телевизионного сигнала «Клест-М» и «Кулик-2»	ВНИИТ ОНИИТ	Внутренняя двухсторонняя телевизионная связь служебного модуля с другими модулями МКС; двухсторонняя телевизионная связь экипажа с ЦУП; телевизионный контроль за внешней поверхностью МКС и внешними изделиями РКТ
Система телеметрических измерений БИТС2-12	РНИИ КП	Формирование телеметрической информации контроля функционирования систем и агрегатов СМ; передача ТМИ в ЦУП; обработка и представление ТМИ на пульты экипажу СМ

методы совмещения при одновременной передаче нескольких информационных каналов.

Расчет энергетических потенциалов в запросной радиолнии «Земля — Борт» проводится по формуле

$$L = \frac{P_{\text{пер}} \eta_{\text{тр}} k_y S_{\text{эфф}} \eta_{\text{пол}} \eta_{\text{атм}}}{4\pi R^2 P_{\text{пор. прм}}} = \frac{P_{\text{пер}} \eta_{\text{тр}} k_y G \eta_{\text{прм}} \frac{\lambda^2}{4\pi} \eta_{\text{пол}} \eta_{\text{атм}}}{4\pi R^2 P_{\text{пор. прм}}},$$

где L — запас радиолинии; $P_{\text{пер}}$ — мощность на выходе усилителя мощности в земной станции, Вт; $\eta_{\text{тр}}$ — потери в передающем тракте земной станции; k_y — коэффициент усиления антенны земной станции на передачу; $S_{\text{эфф}}$ — эффективная площадь бортовой антенны, м^2 ; G — коэффициент направленности бортовой антенны; λ — длина волны в радиолинии, м; $\eta_{\text{пол}}$ — поляризационные потери в радиолинии; $\eta_{\text{атм}}$ — потери в атмосфере Земли; R — дальность до КА, м; $P_{\text{пор.прм}}$ — пороговая чувствительность бортового приемника, Вт.

Эту же формулу можно представить также в логарифмическом виде

$$L = P_{\text{пер}} + \eta_{\text{тр}} + k_y + G + \eta_{\text{прм}} + \left(\frac{\lambda^2}{4\pi}\right) + \eta_{\text{пол}} + \eta_{\text{атм}} - (4\pi R^2) - P_{\text{пор.прм}}.$$

Расчет энергетических потенциалов в ответной радиолинии «Борт — Земля» производится по формуле

$$L = \frac{P_{\text{пер}} \eta_{\text{парц}} \eta_{\text{пф}} \eta_{\text{тр}} k_y S_{\text{эфф}} \eta_{\text{пол}} \eta_{\text{атм}} \eta_{\text{помех}}}{4\pi R^2 k T_{\text{эфф}} H} = \frac{P_{\text{пер}} \eta_{\text{парц}} \eta_{\text{пф}} K_y G \eta_{\text{прм}} \frac{\lambda^2}{4\pi} \eta_{\text{пол}} \eta_{\text{атм}} \eta_{\text{помех}}}{4\pi R^2 k T_{\text{эфф}} H},$$

где L — запас радиолинии; $P_{\text{пер}}$ — мощность на выходе бортового усилителя мощности, Вт; $\eta_{\text{парц}}$ — потери на парциальную мощность; $\eta_{\text{пф}}$ — потери на фильтрацию; $\eta_{\text{тр}}$ — потери в бортовом передающем тракте; k_y — коэффициент усиления бортовой передающей антенны; K_y — коэффициент усиления бортового передающего АФУ; $S_{\text{эфф}}$ — эффективная площадь наземной антенны, м^2 ; G — коэффициент направленности наземной антенны на прием; λ — длина волны в радиолинии, м; $\eta_{\text{прм}}$ — потери в наземном приемном тракте; $\eta_{\text{пол}}$ — поляризационные потери в радиолинии; $\eta_{\text{атм}}$ — потери в атмосфере Земли; $\eta_{\text{помех}}$ — потери за счет помех от локальных источников излучения на Земле и орбите полета изделия РКТ; R — дальность до КА, м; k — коэффициент Больцмана; $T_{\text{эфф}}$ — эффективная температура шумов в приемном тракте земной станции, $^{\circ}\text{C}$; H — требуемое отношение мощности сигнала к удельной мощности шума.

Эту же формулу можно представить в логарифмическом виде

$$L = P_{\text{пер}} + \eta_{\text{парц}} + \eta_{\text{пф}} + K_y + G + \eta_{\text{прм}} + \left(\frac{\lambda^2}{4\pi}\right) + \eta_{\text{пол}} + \eta_{\text{атм}} + \eta_{\text{помех}} - (4\pi R^2) - k - T_{\text{эфф}} - H.$$

Значение в логарифмическом виде ($G + \eta_{\text{прм}} - T_{\text{эфф}}$) соответствует добротности приемного тракта земной станции D . В этом случае значение запаса в ответной радиолинии будет равно

$$L = P_{\text{пер}} + \eta_{\text{парц}} + \eta_{\text{пф}} + K_y + D + \left(\frac{\lambda^2}{4\pi}\right) + \eta_{\text{пол}} + \eta_{\text{атм}} + \eta_{\text{помех}} - (4\pi R^2) - k - H.$$

При передаче информации по нескольким каналам имеются потери на парциальную мощность в этих трактах передачи.

При распределении мощности передающего канала между каналами передачи различной информации в оптимальном случае должно соблюдаться следующее правило:

$$\frac{P_1}{H_1} = \frac{P_2}{H_2} = \dots = \frac{P_n}{H_n} = \frac{P_n}{\Delta F_n \times \frac{P_{\text{сиг нал.н.}}}{P_{\text{шум.н.}}}},$$

т.е. соотношение парциальных мощностей к требуемым парциальным энергетическим потенциалам (приведение полосы канала на отношение сигнал/шум) должно быть одинаковым для всех каналов. При этом условии с понижением общего энергетического потенциала по всем каналам передачи информации одновременно достигается пороговое значение.

Данное требование выполняется при временном разделении каналов, а при частотном разделении каналов требуется управление парциальной мощностью каждого канала (поднесущими частотами) при различном наборе информационных каналов. Для исключения сложного управления устанавливается, как правило, одинаковый уровень поднесущих частот, т.е. одинаковая парциальная мощность, и при расчете энергетических потенциалов учитываются потери в самом большом по требуемому параметру H канале.

Расчет этих потерь при фазовой модуляции несущей синусоидальными поднесущими проводится по формулам

для случая двух поднесущих

$$P_{\text{пн}}/P_t = J_0^2(x) J_1^2(x) \text{ при } x_1 = x_2 = x;$$

для случая трех поднесущих

$$P_{\text{пн}}/P_t = 2J_0^4(x)J_1^2(x) \text{ при } x_1 = x_2 = x_3 = x,$$

где $P_{\text{пн}}/P_t$ — соотношение мощности поднесущей частоты канала к полной мощности передатчика (коэффициент потерь на парциальную мощность канала); $J_0(x)$ и $J_1(x)$ — функции Бесселя нулевого и первого порядка.

4.5.2. АНТЕННО-ФИДЕРНЫЕ УСТРОЙСТВА РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ

4.5.2.1. Классификация антенн

На РН и КА различного назначения устанавливается большое число радиосистем. Эти радиосистемы осуществляют свою работу через бортовые передающие и приемные АФУ. В практике проектирования, разработки и эксплуатации различных РКК утвердились следующие классификации бортовых АФУ:

по месту установки и целевому назначению:

а) антенные устройства для РН (в том числе антенны для головных частей, ГЧ и корпусные);

б) антенные устройства для КА (включая беспилотные, пилотируемые, орбитальные станции, многоцветные транспортные системы);

по диапазонам рабочих частот:

а) антенны коротковолновой (КВ) и ультракоротковолновой (УКВ) связи;

б) антенны метрового, дециметрового и сантиметрового диапазонов;

по амплитудным характеристикам (диаграммам направленности) излучаемого (принимаемого) поля:

а) антенны всенаправленные (ВНА);

б) антенны малонаправленные (МНА);

в) антенны остронаправленные (ОНА), включая многодиапазонные, многолучевые, ОНА со специальными формами диаграмм направленности;

г) большие трансформируемые антенны космического базирования;

д) антенны с электрически управляемыми лучами (пассивные и активные антенные решетки ФАР и АФАР);

по поляризационным характеристикам:

а) антенны с линейной поляризацией излучаемого (принимаемого) поля;

б) антенны с эллиптической поляризацией излучаемого (принимаемого) поля.

4.5.2.2. Рабочие диапазоны частот

Антенны являются неотъемлемой частью любой радиотехнической системы (командная радиолиния (КРЛ); телеметрическая система (ТМ); радиоконтроль орбиты (РКО); радионавигация и радиопеленгация; системы обмена полезной информацией между бортом и Землей; системы ретрансляции информации по радиоканалам Земля — КА — Земля и др.).

Эти системы используют различные диапазоны рабочих частот f или длин волн λ .

В табл. 4.5.2. представлена принятая в России и англо-американских странах классификация используемых частот или длин волн.

4.5.2.3. Основные параметры бортовых антенных устройств

Размеры, число и требования по размещению антенных устройств на ЛА оказывают существенное влияние на конструкцию РН и КА. С другой стороны, форма и габариты ЛА существенно влияют на радиотехнические параметры антенны.

Бортовые АФУ должны удовлетворять целому ряду радиотехнических требований (характеристик), главными из которых являются:

направленные свойства излучаемого (принимаемого) поля;

поляризация излучаемого (принимаемого) поля;

согласование в рабочем диапазоне частот; энергетические параметры антенны.

Кроме того, бортовые антенны должны удовлетворять ряду эксплуатационных, габаритно-массовых и экономических требований.

Под направленностью имеется в виду пространственная избирательность антенны, определяемая формой амплитудной диаграммы направленности для основной (рабочей) поляризации.

Различают всенаправленные, малонаправленные и остронаправленные антенны.

Всенаправленные антенны обеспечивают излучение (или прием) радиосигналов во всем пространстве 4π стерадиан. Так как абсолютную всенаправленность, даже теоретически, реализовать нельзя, то всенаправленные антенны характеризуются коэффициентами вероятности связи. Под коэффициентом вероятности связи понимается процентное значение от общего телесного угла 4π стерадиан, в пределах которого уровень излучаемого (принимаемого) сигнала не падает ниже минимально необходимой величины.

4.5.2. Диапазоны рабочих частот и длин волн

Диапазон	Классификация			
	Российская		Англо-американская	
	Частота	Длина волны	Частота	Длина волны
КВ	3...30 МГц	100...10 м	HF 3...30 МГц	100...10 м
Метровый	30...300 МГц	10...1 м	VHF 300...1000 МГц	1...0,3 м
Дециметровый	0,3...3 ГГц	100...10 см	<u>VHF</u> 300...1000 МГц <u>L</u> 1...2 ГГц <u>S</u> 2...4 ГГц	1...0,3 м 30...15 см 15...7,5 см
Сантиметровый	3...30 ГГц	10...1 см	<u>C</u> 4...8 ГГц <u>X</u> 8...12 ГГц <u>Ku</u> 12...18 ГГц	7,5...3,75 см 3,75...2,5 см 2,5...1,7 см
Миллиметровый	30...300 ГГц	10...1 мм	<u>K</u> 18...27 ГГц <u>Ku</u> 27...40 ГГц <u>Mm</u> 40...300 ГГц	1,7...1,1 см 1,1...0,75 см 7,5...1 мм

Малонаправленные антенны характеризуются значениями ширины амплитудной диаграммы направленности по уровню половины мощности $\theta_{0,5}$. Для МНА ширина диаграммы направленности по уровню половины мощности может колебаться от 20...30° до 130...150°.

Ширина диаграммы направленности зависит от размеров антенны D по отношению к рабочей длине волны. Эта зависимость имеет вид

$$\theta_{0,5} = (60...75)\lambda/D, \quad (4.5.1)$$

где λ — рабочая длина волны, см; D — диаметр раскрыва антенны, см.

Значение коэффициента 60...75 зависит от распределения поля в антенне; при равно-

амплитудном распределении — 60; при спадающем до 0 на краю антенны — 75.

Для оценки выигрыша применения малонаправленной или остронаправленной антенны по сравнению со всенаправленной служит параметр коэффициент направленного действия (КНД). Его значение связано с геометрическими размерами антенны и рабочей длиной волны соотношением

$$D = K4\pi S/\lambda^2, \quad (4.5.2)$$

где D — КНД; S — площадь раскрыва антенны; λ — рабочая длина волны; K — коэффициент использования площади, $K \approx 0,4...0,7$.

Диаграммы направленности всенаправленных и малонаправленных антенн могут иметь в рабочих секторах углов провалы, вызванные влиянием корпуса ЛА, выступающими конструкциями, краевыми эффектами в конструкции и установке антенны на ЛА. Допустимый уровень провалов оговаривается на стадии проектирования.

Остронаправленные антенны имеют ширину диаграммы направленности по уровню половины мощности от нескольких градусов ($\theta_{0,5} = 5...10^\circ$) до нескольких долей градуса ($\theta_{0,5} = 0,1...1^\circ$).

Важнейшей характеристикой остронаправленных антенн является уровень боковых лепестков по сравнению со значением сигнала в максимуме диаграммы. Уровень боковых лепестков нередко определяет предельные характеристики радиотехнической системы и должен быть не выше $-18...30$ дБ.

Энергетические параметры антенны являются важнейшими радиотехническими характеристиками.

К их числу относятся шумовая температура антенны, предельно излучаемая мощность антенны, при которой гарантируется электрическая мощность антенны, и допустимый уровень потерь (КПД) в антенне.

Произведение КНД антенны на КПД определяет важнейший параметр антенны, ее усиление.

По типу излучаемой (принимаемой) поляризации антенны делятся на *линейно поляризованные* и *эллиптически поляризованные*. Тип и параметры поляризации бортовой антенны должны быть увязаны с соответствующими параметрами наземной антенны. Ошибка в выборе типа и параметров поляризации может привести к снижению эффективности, а в ряде случаев (взаимно ортогональные линейные и эллиптические поляризации) и к полной потере радиоканала.

Входное сопротивление антенны должно быть согласовано с соответствующими параметрами передающих и приемных устройств для обеспечения наибольшей эффективности их работы в рабочем диапазоне и полосе рабочих частот.

При этом под рабочим диапазоном понимают совокупность частот (или длин волн), на которых данная антенна способна эффективно работать. Полоса рабочих частот — спектр одновременно принимаемого (или излучаемого) сигнала в данном применении антенны.

Различают резонансные, диапазонные, широкополосные и сверхширокополосные антенны.

4.5.2.4. Антенные устройства на РН

На боевых ракетах и РН различного назначения используется большое число радиосистем, включая телеметрические, командные радиолинии, радиоконтроль орбиты и др. Эти системы работают на антенные устройства, размещаемые как на головных частях, так и на корпусе носителя.

Рабочий диапазон систем — от УКВ и метрового, до короткого сантиметрового.

В качестве антенн, устанавливаемых на бортовых поверхностях ГЧ используются различные модификации щелевых и пазовых антенн метрового, дециметрового и сантиметрового диапазонов.

Антенны размещаются под теплозащитой. Их работа обеспечивается через специальные диэлектрические вкладыши на основе стекломасс. Эти вкладыши имеют малые (по сравнению с основной теплозащитой) потери.

В ряде случаев боковые стенки вкладышей металлизуют, чтобы исключить возможность появления поверхностной волны вдоль ТЗП.

На нижней части ГЧ используются антенны щелевого и вибраторного типа метрового, дециметрового и сантиметрового диапазонов.

При этом вибраторные антенны изготавливаются из жаропрочных материалов и покрываются слоем теплозащиты.

Корпусные антенны РН гораздо разнообразнее по конструкции. В метровом диапазоне используются различные модификации вибраторных антенн: несимметричные наклонные штыревые антенны, шлейф-вибраторы, петлевые вибраторы и т.д.

В дециметровом и сантиметровом диапазонах, кроме щелевых излучателей применяются вибраторные, в том числе и турникетные, антенны поверхностной волны, антенны в виде открытого конца волновода со специальной диаграммоформирующей насадкой, антенны рупорного типа, обеспечивающие преимущественное излучение вдоль оси ракеты.

Антенны изготавливаются из жаропрочных материалов; при необходимости конструкция антенн защищается специальными термостойкими обтекателями. Если антенны используются в передающих каналах со значи-

тельными уровнями мощности (50...100 Вт и более), то в конструкцию антенны вводят элемент защиты от возникновения пробоя.

4.5.2.5. Антенные устройства для КА

На пилотируемых КА в КВ и УКВ диапазонах работает аппаратура переговорных радиолоний с Землей, межкорабельная связь, системы пеленгации и др.

В антенных решениях широко используются элементы конструкции КА. Так, в переговорных радиолониях используются в качестве антенн панели солнечных батарей. Широкое распространение получили оригинальная конструкция щелевой антенны в люке-лазе СА, пеленгационная кабельная антенна в стропях СА, кабельная антенна, вмонтированная в скафандр космонавта. В донной части спускаемых аппаратов устанавливаются рулеточные пеленгационные антенны, изготовленные из бериллиево-бронзовой ленты.

Все эти антенны обладают всенаправленными диаграммами направленности, поскольку электрический поперечник КА, определяет как

$$K_a = 2\pi/\lambda a \approx 1...2, \quad (4.5.3)$$

где λ — длина радиолонии; a — радиус КА

При значениях $K_a \approx 1...2$ обеспечивается всенаправленный режим излучения с помощью двух, трех и даже одного излучателя.

В дециметровом диапазоне радиоволн работают многочисленные системы КРЛ, телеметрии, спутниковой навигации, передачи телевидения на наземные пункты и др. В этих диапазонах электрический поперечник КА имеет величину $K_a = 15...30$ и режим всенаправленного излучения организовывать значительно труднее.

Для организации такого режима используется 2...3 малонаправленные антенны, подключенные к одному фидеру, идущему к передающей или приемным устройствам радиосистемы. Суммарные диаграммы направленности такой составной антенной системы имеют характерные зоны интерференции. Качество всенаправленности такого АФУ определяется по кривым вероятности связи. Конструктивное исполнение таких антенн — самое разнообразное: щелевые излучатели на экранах или корпусе КА, вибраторные и турникетные антенны, сверхширокополосные двухзаходные спиральные антенны на конусе или полусфере и т.д.

Эти же излучатели используются и для реализации режима МНА, когда один такой излучатель подключается напрямую к приемопередающей аппаратуре. Такие МНА должны соответствовать целому ряду радиотехнических, эксплуатационных и габаритно-массовых требований.

В части радиотехнических характеристик: ширина диаграммы направленности по половине мощности, усиление, требование по поляризации (линейная или эллиптическая), по согласованию, по рабочему диапазону и рабочей полосе частот.

В части эксплуатационных: механическая прочность, термостабильность, живучесть в условиях космической среды.

В части габаритно-массовых требований: минимальные габариты и вес, удобство и простота установки на КА и т.д.

В сантиметровом диапазоне радиоволн на КА работают системы КРЛ, радиоконтроля орбиты, антенны с глобальным покрытием поверхности Земли и т.д.

Конструктивная реализация: различные схемы волноводных щелевых излучателей, антенны в виде открытого конца волновода, диэлектрические, спиральные излучатели, рупорные антенны, печатные излучатели и др.

4.5.2.6. Остронаправленные антенны для КА

Почти на всех ЛА, предназначенных для полетов к Луне, планетам Солнечной системы, на орбитальных станциях, многооровых транспортных системах и абсолютно на всех связных КА устанавливаются остронаправленные антенны. В абсолютном большинстве случаев ОНА строятся на базе параболических рефлекторов.

В зависимости от решаемых задач диаметры рефлекторов колеблются от $(10...15)\lambda$ до $(80...150)\lambda$ и более. Соответственно диаграммы направленности таких антенн колеблются от $5...8^\circ$ до $0,5...0,1^\circ$.

В сантиметровом и дециметровом диапазонах диаметры этих антенн могут составлять от $0,5...1$ м до $3...4$ м и более.

Количество частотных диапазонов, совмещенных в одной ОНА, может достигать $5...6$ диапазонов и более.

Количество лучей, создаваемых в одной антенне, может достигать $20...30$ и более, при этом часто эти лучи создаются на разных частотах, иногда с повторяющимися частотами.

ОНА связанных спутников создают «контурные» диаграммы направленности специальной формы. В таких антеннах конфигурация контура луча повторяет конфигурацию той территории на поверхности Земли, на которой должна обеспечиваться связь. Такие «контурные» лучи могут создаваться двумя способами:

с помощью параболического рефлектора и специального группового (кластерного) облучателя;

с помощью специальным образом профилированного зеркала и обычного облучающего устройства.

В связанных параболических антеннах последнего поколения с целью повышения эффективности использования частотного диапазона также используется поляризационное уплотнение (работа на ортогональных поляризациях).

Если КА, оснащенные ОНА, используются не на ГСО, то агрегаты ОНА имеют в своем составе системы следящих приводов, и специальные высокоточные пеленгационные устройства.

По конструкции зеркала ОНА могут быть: зонтичного типа (жесткие спицы и мягкий электромагнитный экран);

комбинированного типа (жесткая часть и зонтичная);

из легких металлических термостойких сплавов;

из композитных термостойких материалов (углепластик).

При выборе предельно возможных размеров зеркал ОНА исходят из предельно достижимой точности изготовления, что позволяет правильно выбрать предельно возможные размеры антенн при их реализации на базе трансформируемых или жестких конструкций.

4.5.2.7. Трансформируемые конструкции зеркальных антенн космического базирования

В ряде случаев для решения целевых задач в выбранном частотном диапазоне требуются антенны, размеры которых значительно превосходят размеры КА.

В таких случаях конструкция антенны должна быть трансформируемой. Будучи уложенной в сравнительно небольшие габариты на участке выведения, она должна осуществить раскрытие и занять рабочее положение после выхода КА на орбиту.

На практике наибольшее применение находят две схемы:

зонтичная схема зеркала и ее модификации;

пространственно-стержневая ферменная конструкция;

В зонтичной схеме параболический профиль зеркала аппроксимируется набором из N секторных вырезов из параболического цилиндра. В схеме принципиально присутствуют отклонения от параболоида, вызывающие фазовые искажения поля в раскрытии. Чтобы удерживать эти фазовые искажения в допустимых пределах, с ростом диаметра зеркала необходимо увеличивать число спиц (а значит, число секторов N). При диаметре антенны в 20...30 м число спиц зонтика достигает 50...60.

Зонтичная схема позволяет уложить зеркало антенны диаметра D в цилиндрический объем:

диаметр цилиндра $d \approx D/(14...15)$;

высота цилиндра $h \approx D/(4...6)$.

В пространственно-стержневых схемах поверхность параболоида аппроксимируется набором плоских, примерно равнобедренных треугольников, длина стороны которых

$$l \approx 0,8\sqrt{D\lambda}, \quad (4.5.4)$$

где D — диаметр параболоида; λ — рабочая длина волны.

Ферменная конструкция теоретически позволяет точнее аппроксимировать идеальный параболоид соответствующим выбором размеров треугольников.

Зеркало трансформируемой конструкции на основе пространственной фермы может быть уложено в цилиндрическую упаковку с размерами:

диаметр цилиндра $d \approx D/(12...14)$;

высота цилиндра $h \approx d/(5...7)$.

Жесткие элементы трансформируемых конструкций (спицы, стержни, шарниры и др.) изготавливаются из тонкостенных металлических или углепластиковых материалов. Электромагнитные экраны трансформируемых антенн изготавливают из тонкого металлического сетеполотна. Для улучшения характеристик по коэффициенту отражения сетеполотно покрывают металлами с хорошей электропроводностью (золото, хром-никель-хром и др.).

Весовые параметры трансформируемых зеркал определяются из соотношения:

$$m = M/S, \quad (4.5.5)$$

где M — масса зеркала, кг; S — площадь, m^2 .

При современном уровне технологии величина m (вес 1 м^2 зеркала антенны) колеблется в пределах $m \approx (1...3) \text{ кг/м}^2$.

В больших трансформируемых антеннах используют совмещение нескольких диапазонов в единой антенне, многолучевые режимы работы, задачи поляризованного уплотнения и т.д.

4.5.2.8. Стендовая база для испытаний

В создании остронаправленных антенн и антенн трансформируемой конструкции исключительно большая роль принадлежит стендовой базе.

В процессе изготовления зеркал для ОНА необходимы точные шаблоны, термопечи для изготовления зеркал из углепластиков, установки для контроля профиля зеркала. Необходимы высокоточные измерительные стенды для измерения радиотехнических параметров антенны (открытые полигоны с протяженностью радиолинии $R \geq 2D^2/\lambda$, где R — протяженность радиолинии; D — диаметр антенны; λ — рабочая длина волны); точная измерительная и регистрирующая аппаратура.

Еще более сложная разветвленная стендовая база требуется при создании трансформируемых конструкций. Кроме шаблонов, термопечей и стендов контроля геометрии необходимы:

- стенды раскрытия зеркал и опор с устройствами обезвешивания;
- стенды-стапели сборки конструкции;
- стенды раскроя и закрепления сетеполотна на каркасе;
- стенды для механических и тепловых испытаний антенны;
- стенды радиотехнических испытаний антенны (стенды РТИ).

Ввиду больших площадей складывающихся антенн и их очень малого веса, ни один из привычных методов радиотехнических испытаний нельзя использовать.

В условиях земной силы притяжения антенна себя не держит, и под воздействием собственного веса будет деформироваться.

Антенну следует закрепить на специальный силовой корсет, точность изготовления которого должна быть не хуже, чем у самой антенны.

При попытке измерить характеристики антенны методами дальнего поля, протяженность полигона $R = 2D^2/\lambda$ становится равной километру и более. Обеспечить такие условия

крайне сложно (для исключения влияния Земли антенну необходимо поднимать на многие десятки метров).

Более предпочтительными являются методы:

- радиоастрономический;
- метод амплифазометрический (метод ближнего поля).

При использовании радиоастрономических методов фокальная ось антенны выставляется в направлениях дискретных источников излучения. В качестве таких источников выбирают созвездия Лебедь, Телец, Дева, Кассиопея. Излучение звезды играет роль генератора с известной интенсивностью излучения.

Метод ближнего поля предполагает установку непосредственно над апертурой антенны линейного или плоскостного сканера (размерами $D \times D$). С его помощью измеряется амплитудно-фазовое распределение поля в раскрыве антенны. По измеренному полю в антенне расчетным путем определяются параметры антенны в дальней зоне.

Все методы технически сложны и весьма дорогостоящи.

4.5.3. СИСТЕМА БОРТОВЫХ ИЗМЕРЕНИЙ

Системы бортовых или телеизмерений (СТИ) изделий РКТ предназначены для контроля параметров работы бортовых систем и агрегатов, функционирования бортовых устройств, режимов работы конструкции, а также для передачи навигационных параметров, мониторинга среды в отсеках изделий, медико-биологических данных, характеризующих жизнедеятельность экипажа, подтверждения эксплуатационных характеристик при предстартовой подготовке и в полете.

СТИ решает следующие задачи:

- сбор измерительной информации от источников информации, установленных на борту изделия;
- преобразование ее в определенную структуру, удобную для передачи по радиолинии;
- передача измерительной информации по собственному радиоканалу или совместному каналу управления на наземный комплекс управления, самолетные, корабельные приемные измерительные пункты, а также системы спутниковой ретрансляции для последующего ее приема, обработки и отображения в требуемом формате для потребителя;

выдачу ТМ-информации в бортовую вычислительную систему для использования в автоматическом контуре диагностики и управления.

Информация системы бортовых телеизмерений позволяет объективно сравнивать фактические и расчетные значения характеристик работы систем, агрегатов и изделия РКТ в целом и при необходимости принять решение о доработке той или иной системы, а при аварийной ситуации и аварийном исходе пуска служит материалом для анализа и определения причин аварии.

Для современных изделий РКТ (РН, РБ, грузовых транспортных и пилотируемых КК и орбитальных станций, всевозможных автоматических КА и т.п.), представляющих собой весьма сложные технические системы, количество измеряемых в полете параметров исчисляется тысячами, что существенно влияет на массовые характеристики изделия.

Для изделий одноразового применения (РН и РБ) на период летной экспериментальной отработки предусматривают увеличенный объем измерений, а на период штатной эксплуатации — необходимый минимум контролируемых параметров.

СТИ, размещаемые на борту изделий РКТ, являются составной частью наземного командно-измерительного комплекса, обеспечивающего траекторные измерения, прием, обработку и расшифровку информации, получаемой с борта изделия, включают в себя:

- 1) радиотелеметрическую систему (информационные телеметрические средства), состоящие из коммутационно-формирующих устройств и аппаратуры, обеспечивающей многоканальную передачу;

- 2) датчиков-преобразующую аппаратуру — устройства, измеряющие контролируемые параметры, и преобразующие их в вид, удобный для дальнейшей обработки в канале СТИ;

- 3) антенно-фидерные устройства;

- 4) бортовую кабельную сеть.

Датчик включает в себя чувствительный элемент и преобразователь физических величин в электрические сигналы.

По способу представления информации датчики делятся на аналоговые и цифровые. В аналоговых датчиках выходной электрический сигнал является аналогом измеряемой физической величины. Если параметр меняется непрерывно, то выходной сигнал такого датчика претерпевает такие же изменения.

В цифровых датчиках при плавном изменении входной величины выходной сигнал меняется дискретно и представляется в виде кодовой комбинации (обычно в виде двоичного кода), отображающей с заданной дискретностью измеряемую физическую величину.

Большинство из применяемых в настоящее время датчиков относится к аналоговым. Для них проведена стандартизация выходных сигналов. Амплитудная шкала электрического сигнала составляет 6 В.

В зависимости от метода преобразования неэлектрических величин в электрические сигналы различают параметрические и генераторные датчики.

В параметрических датчиках изменение физической величины преобразуется в соответствующее изменение какого-либо параметра электрической цепи, питаемой от внешнего источника. Такими параметрами обычно являются сопротивление, емкость, индуктивность и т.п.

В генераторных датчиках происходит непосредственное преобразование физических величин в электрические сигналы без использования внешних источников питания. Такие датчики, как правило, имеют на выходе сигнал, составляющий величину от нескольких до сотен милливольт (например, построенные на принципах пьезоэффекта, термоЭДС и т.п.). Для приведения к нормализованной телеметрической шкале измерений 0...6 В требуются дополнительные усилительные устройства.

По типу применяемых преобразователей датчики делятся на контактные (сигнальные), омические, индуктивные, емкостные, индукционные, фотоэлектрические и др.

Перспективным направлением в датчиковой аппаратуре является разработка волоконно-оптических датчиков (ВОД), которые преобразуют измеряемые значения физических величин в оптические сигналы.

Современные ВОД позволяют измерять многие физические параметры, в том числе положение в пространстве, скорость вращения, скорость линейного перемещения, ускорение, давление, температуру, расстояние, колебания, акустику, уровень жидкости, деформацию, электрическое поле, наличие и концентрацию различных веществ в окружающей среде и т.д.

Использование подобных датчиков становится особенно актуальным при использовании волоконно-оптических сетей связи, ко-

гда оптические сигналы естественным образом стыкуются с волоконными сетями.

Коммутационно-формирующие устройства и аппаратура для многоканальной передачи обеспечивают подключение датчиков в заранее установленной последовательности. При этом РТС отличаются одна от другой способом применяемой коммутации (механическая или электронная).

Далее они преобразуют их показания путем использования одного из видов модуляции сигнала в вид, пригодный для передачи в блок формирования, формирование единого группового сигнала в виде кодовой последовательности, модулирующей передаваемую по радиоканалу несущую частоту.

Радиопередающие устройства, входящие в состав СТИ, работают в специально отведенных для телеметрии стандартных (метровый и дециметровый) диапазонах радиоволн (метровый диапазон 100...315 МГц); первый дециметровый диапазон 1435...1535 МГц; второй дециметровый диапазон 2200...2300 МГц).

При передаче радиотелеметрической информации через передающие устройства других радиосистем возможно использование сантиметрового диапазона.

При размещении системы на изделии РКТ особое внимание уделяется типу применяемых антенн, их расположению, конструкции крепления датчиков и прокладке кабельной сети.

Длины кабелей должны быть минимально возможными. Кабели должны прокладываться на максимально возможном удалении от источников сильных электромагнитных полей. Наиболее эффективной защитой БКС СТИ от воздействия помех является экранировка.

В состав системы бортовых телеизмерений входят запоминающие устройства (ЗУ), предназначенные для накопления информации на участках полета, где отсутствует связь между изделием и приемными станциями. Данные, накопленные в ЗУ, передаются после вхождения в связь с ретрансляционной системой или наземной приемной станцией по команде с Земли или по жестко заложенной на борту циклограмме. В качестве физических носителей накопленной информации используются магнитный носитель и устройства на базе твердотельной флеш-памяти. Бортовые ЗУ имеют емкость до 32 Мбайт.

Данные носители получили широкое распространение благодаря их большой емкости,

высокой скорости записи и воспроизведения (до 256 Кбит/с), возможности многократного воспроизведения, значительного срока хранения, возможности удобного сопряжения с ПЭВМ и аппаратурой передачи данных.

В автономной телеметрической системе параметры измерения регистрируются на бортовое записывающее устройство, находящееся в бронированной кассете.

Если РТС регистрируют подавляющее большинство параметров, то автономные системы работают на тех участках полета, где по каким-либо причинам невозможно обеспечить качественный прием информации, или как дублирующие системы, контролирующие наиболее важные параметры. Последнее положение обусловлено тем, что информация, регистрируемая автономной системой обладает более высоким качеством ввиду отсутствия помех, присущих РТС и связанных с атмосферным влиянием и физическими процессами, возникающими при пуске, полете и посадке изделий (повышенная ионизация при разделении ступеней, плазмообразование при посадке и т.п.).

Подобные системы входят в состав РБ первой ступени, спасаемых капсул с научной информацией и СА пилотируемых КК.

Структурная блок-схема системы телеизмерений приведена на рис. 4.5.2.

При разработке современных систем телеизмерений наметилась тенденция по включению в их состав аппаратуры на базе микропроцессорной техники, позволяющей

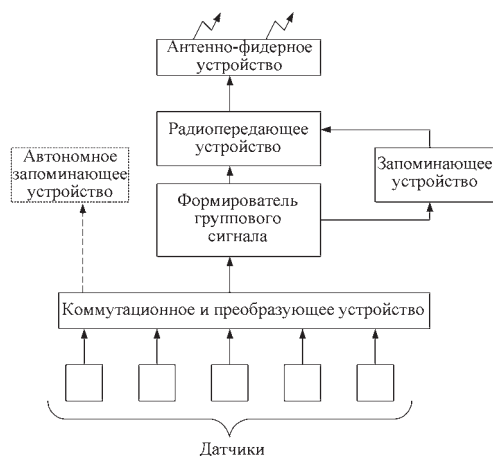


Рис. 4.5.2. Структурная блок-схема СТИ

проводить бортовую обработку данных телеизмерений.

Обработка данных на борту изделия с передачей только существенных значений позволяет более рационально и эффективно использовать пропускную способность радиоканала.

Для изделий РКТ, долговременно штатно функционирующих в условиях космического пространства (например, долговременных орбитальных станций, спутников-ретрансляторов), характерно взаимное проникновение систем бортовых телеизмерений и систем управления и их интеграция.

Под взаимным проникновением систем подразумевается такой вид их взаимодействия, когда на базе контроля изменения отдельных параметров или их совокупности при ненормальном протекании процесса вырабатывается сигнал в систему управления для изменения программы или режима полета и, наоборот, изменение режима работы СТИ при получении от СУ признака аварийной работы в соответствии с алгоритмами определения нештатной ситуации.

Под интеграцией подразумевается такое взаимодействие, когда система телеизмерений на уровне устройств сбора и формирования (например типа ИТС, УС-17) является одним из абонентов локальной бортовой информационной сети СУ изделия РКТ, построенной на основе мультиплексного канала обмена.

СТИ можно классифицировать по следующим основным признакам:

принципу построения организации сбора информации и построению структуры кадра;

принципу разделения и коммутации каналов;

ширине спектра сигнала, передаваемому по одному каналу;

информативности;

способу модуляции передаваемого сигнала;

дальности действия;

возможности адаптации к условиям полета;

погрешности измерений и т.д.

По принципу построения сбора информации и построению структуры кадра СТИ можно разделить на системы с циклическим и пакетным принципом формирования структуры данных.

В циклических системах опрос параметров осуществляется в виде определенной циклической последовательности в соответствии с заранее введенной программой сбора. В структуре передаваемого кадра каждый из параметров занимает определенное место. К числу не-

достатков систем с циклическим сбором информации можно отнести отсутствие информационной гибкости (некоторая информационная избыточность по одним параметрам и недостаточная информативность по другим), которую не всегда удастся устранить использованием различных программ сбора.

Более широкие возможности по оптимизации контроля различных параметров дает пакетная телеметрия.

Принципы построения пакетной телеметрии определены в документе CCSDS 1020/0-B «Рекомендация по Стандартам систем космических данных Пакетная телеметрия», разработанным Консультативным комитетом по космическим информационным системам (CCSDS).

Сущность пакетной телеметрии состоит в предоставлении множеству источников информации, стоящих на борту изделия, возможности формирования элементов данных, наиболее адекватных источнику, передаче их бортовой системе сбора данных и далее по каналу «Борт-Земля» таким способом, который позволит наземной системе приема восстановить данные с высокой надежностью и передать их потребителю.

Для выполнения этих требований документ определяет две структуры данных: исходные пакеты и кадры передачи, а также процесс мультиплексирования, обеспечивающий компоновку пакетов от разных источников информации в кадры передачи данных.

Условно исходный пакет данных можно разделить на служебную и информационную часть. Служебная часть состоит из первичного и вторичного заголовков пакета. Первичный заголовок исходного пакета (обязательный) содержит идентификатор контролируемого процесса, а также содержит информацию о длине, последовательности, порядковом номере и другие характеристики пакета. Вторичный заголовок исходного пакета (необязательный) используется для временного упорядочивания исходных пакетов и передачи вспомогательных данных. В случае длинного исходного пакета он может передаваться как серия более коротких сегментов пакета, чтобы предотвратить длительный захват канала одним источником. Структурой данных, обеспечивающей это, является сегмент исходного пакета, который структурно подобен исходному пакету.

Кадр передачи является структурой данных, которая обеспечивает упаковку для пере-

дачи пакетированных данных по зашумленному каналу «Борт—Земля». Подобно структуре данных исходного пакета кадр содержит такие обязательные компоненты, как первичный заголовок кадра передачи (служебная часть) и поле данных кадра (информационная часть).

Кадр передачи имеет фиксированную длину (для данного физического канала) в процессе фазы передачи.

Первичный заголовок кадра передачи содержит элементы, позволяющие составить из исходных пакетов переменной длины или сегментов исходных пакетов бортовых источников информации последовательность кадров фиксированной длины. Короткие пакеты могут содержаться в одном кадре, более длинные — в двух или более кадров. Поскольку пакет может начинаться или кончаться в любом месте кадра, поле данных кадра может полностью приспособляться для переноса данных; нет необходимости приспособлять размер пакетов или их порядок следования к кадру.

На Земле, информация в кадровом и пакетном заголовках позволяет принимающей системе выделять пакеты стандартным способом, с помощью независимого метода восстановления исходных пакетов из сегментов исходных пакетов и определения полноценных данных (например, система «Пирит»).

Основной недостаток систем пакетной телеметрии — сокращение полезной информативности за счет введения дополнительной служебной информации при передаче данных.

СТИ представляет собой пространственно-разнесенную многоканальную информационно-измерительную систему, собирающую и передающую информацию о большом количестве измеряемых параметров. В данных системах применяется частотное, временное и, как их комбинация, частотно-временное, а также для пакетной телеметрии адресное разделение каналов.

Наиболее распространены РТС с временным разделением каналов (ВРК) и частотным разделением каналов (ЧРК).

В системах с ЧРК используют все виды непрерывной модуляции сигналов: амплитудную, частотную и фазовую.

В системах с ВРК применяют импульсные виды модуляции вместе с обычными: амплитудно-импульсную, широтно-импульсную, фазово-импульсную, частотно-импульсную и кодово-импульсную.

Для кодирования группового сигнала, передаваемого по высокочастотному радиотрак-

ту, применяется частотная или фазовая модуляция.

По ширине передаваемого частотного спектра радиосигналов различают РТС для измерения медленно-меняющихся параметров (ММП) (температуры, давления, перегрузки и др.) и системы для измерения быстроменяющихся параметров (БМП) (вибрации, акустика, пульсации давления).

К системам для измерения ММП относятся системы, передающие информацию по каналу частотой опроса до 500 Гц, а к системам для измерения БМП — более 500 Гц.

Требуемая точность измерений определяется принципом (типом) преобразования и кодирования.

Среднеквадратическая погрешность СТИ оценивается в пределах от 0,1 до 1 %.

Основными факторами, влияющими на дальность передачи радиотелеметрической информации, являются:

- мощность передающих устройств;
- ширина диаграммы направленности передающих антенн;

- вид модуляции группового видеосигнала;
- наличие и тип помехоустойчивого кодирования.

Системы с адаптивным принципом передачи информации, которые позволяют изменять программу измерений, число и состав измеряемых параметров, частоту опроса, точность и т.д. в зависимости от внутренних и внешних факторов функционирования объекта.

Обобщенной характеристикой РТС, показывающей ее возможности, является пропускная способность, определяемая по формуле:

$$N = n\Delta F,$$

где n — число каналов системы; ΔF — максимальная ширина передаваемого спектра на один канал.

Однако для телеметрических систем более распространено такое понятие, как суммарная информативность, т.е. определение пропускной способности через информационные характеристики систем и характеризующая максимальное количество бит информации, передаваемое данной системой за единицу времени.

Стандартный набор информативностей СТИ, используемых в настоящее время для различных изделий РКТ, составляет: 8, 32, 64, 128, 256 и 512 Кбит/с.

Энергопитание СТИ осуществляется либо от автономных химических источников по-

стоянного тока, размещенных в удобном для обслуживания месте или в отдельном контейнере, в котором температурный режим поддерживается в заданных пределах от батарей бортовой системы управления.

Управление режимами работы СТИ может осуществляется от бортовой СУ, по автономной жесткой циклограмме и по командной радиоперелинии с наземных командно-измерительных пунктов.

Примерный состав типовых систем телеметрических измерений для различных классов изделий РКТ представлен в табл. 4.5.3 и 4.5.4.

4.5.4. СИСТЕМЫ ТЕЛЕФОННО-ТЕЛЕГРАФНОЙ СВЯЗИ

Системы телефонно-телеграфной связи (СТТС) установлены на МКС в составе ее модулей, транспортных пилотируемом и грузовом кораблях.

4.5.3. Состав типовых систем телеметрических измерений для средств выведения РН и РБ

Тип РТС	РН				РБ					Информативность, Кбит/с
	«Союз»	«Союз-2»	«Протон»	«Зенит»	ДМ			«Фрегат»	«Бриз»	
					11с861	ДМ-SL	ДМ-SLB			
БР-9	■		■		■	■		■		256
БРС-4: Сириус Скут	■		■	■						256
РТСЦ БИТС	■	■					■			512 256
Пирит									■	256

Примечание: ■ — применяемость данного типа РТС для данного типа изделия РКТ.

4.5.4. Состав типовых систем телеметрических измерений для транспортных пилотируемых и грузовых кораблей, орбитальных станций и автоматических космических аппаратов

Тип РТС	Разработчик системы	Пилотируемые космические корабли		Долговременные орбитальные станции			АКА		Информативность, Кбит/с
		ТПК	ТГК	«Салют»	«Мир»	МКС	«Ямал 100»	«Ямал 200» и др.	
БР-9	РНИИ КП, ИРЗ	■	■	■	■				256
БИТС	РНИИ КП				■	■			512
ИТС (Орбита)	ОКБ МЭИ						■		До 8
УС 17	«Рубикон-И»							■	До 8

Примечания. 1. ТПК — транспортный пилотируемый корабль; ТГК — транспортный грузовой корабль; АКА — автоматические космические аппараты; «■» — применяемость данного типа РТС для данного типа изделия РКТ.

СТТС обеспечивает:

дуплексную и симплексную радиотелефонную связь с Землей по собственным УКВ-радиоканалам;

дуплексную или симплексную радиотелефонную связь с другими пилотируемыми кораблями;

дуплексную связь с Землей по каналам комплексной радиосистемы в едином цифровом потоке на скорости речепреобразования 16 Кбит/с или 4,8 Кбит/с;

внутреннюю телефонную связь между членами экипажа;

дуплексную радиотелефонную связь с двумя космонавтами, вышедшими в открытый космос;

регистрацию речевой информации на магнитофон;

приемопередачу информации для телеоператорного режима управления стыковкой МКС и транспортных кораблей;

дуплексную радиотелефонную связь с ЦУП и средствами поисково-спасательного

комплекса на участке спуска (кроме участка плазмы); излучение сигнала радиомаяка в УКВ диапазоне и радиомаяков в КВ диапазоне.

Состав СТТС служебного модуля МКС

Наиболее полная по составу и выполняемым задачам является СТТС служебного модуля МКС «Восход-М» совместно с СТТС модулей ФГБ (функционально-грузового блока) и СО1 (стыковочного отсека) (рис. 4.5.3). Разработчиком СТТС является Московский НИИ радиосвязи.

В состав СТТС «Восход-М» входят:

приемопередающая аппаратура УКВ диапазона (ППА УКВ);

аппаратура усиления и коммутации НЧ сигналов (АУКС);

речепреобразующее устройство (РПУ);

абонентская аппаратура (АА);

блок связи с аппаратурой модулей (БСМ);

магнитофон регистрации телефонной информации (М);

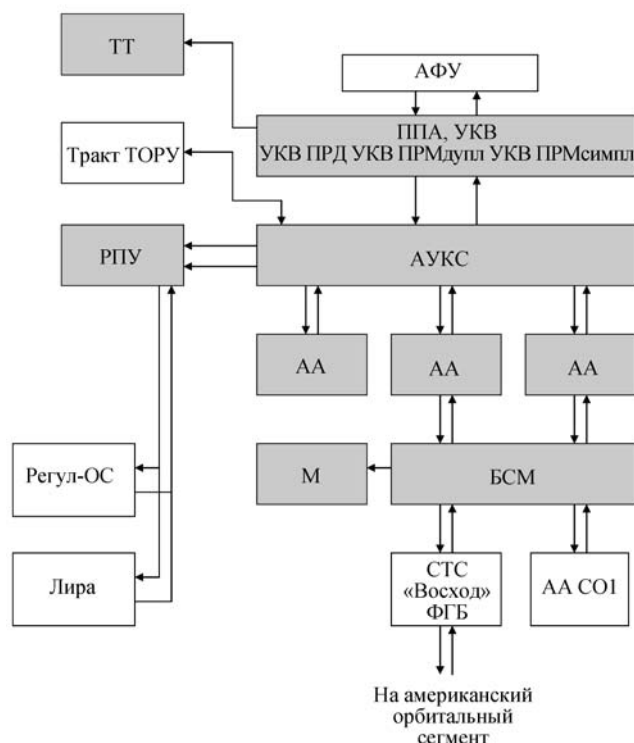


Рис. 4.5.3. Структурная схема СТТС «Восход-М»

аппаратура приема и регистрации телеграфной информации (телетайп ТТ).

ППА УКВ диапазона обеспечивает дуплексную связь с Землей при использовании передатчика на частоте 143,625 МГц и приемник на частоте 132,292 МГц. Эта пара частот образует связь в режиме УКВ-1.

Для межбортовой дуплексной связи используются передатчик на частоте 130,167 МГц и приемник на частоте 121,750 МГц. Симплексная связь ведется на частоте 121,750 МГц (передатчик и приемник на частоте 121,750 МГц). Работа на этих частотах образует связь в режиме УКВ-2 для связи с транспортными кораблями, с двумя космонавтами, вышедшими в космос, и для связи с Землей при необходимости двух линий связи с Землей.

Основной режим связи с Землей обеспечивается при работе СТТС «Восход-М» через рече-преобразующее устройство и радиоканалы системы «Регу-ОС». При этом обеспечивается преобразование аналогового телефонного сигнала в цифровую информацию со скоростями 1,2, 2,4 или 16 Кбит/с для передачи по цифровым каналам системы «Регул-ОС».

Связь с модулями ФГБ и СО1 осуществляется через блок связи с аппаратурой этих модулей. В модуле ФГБ устанавливается система телефонной связи «Восход», состоящая из блока управления режимами работы и двух пультов абонентской аппаратуры. При этом обеспечивается дуплексная связь из ФГБ с СМ и модулями американского сегмента МКС. Сигналы ТЛФ транслируются из ФГБ через СТТС «Восход-М» служебного модуля. Эти режимы связи организуются при соответствующем включении космонавтами трактов с центрального пульта управления станцией.

СТТС «Восход-М» обеспечивает приемопередачу информации в трактах аппаратуры телеоператорного режима управления при стыковке транспортных кораблей к МКС. Связь «Борт–Борт» возможна с расстояния до 100 км и может продолжаться до момента стыковки.

Низкочастотная аппаратура СТТС «Восход-М» и модулей ФГБ и СО1 совместно обеспечивают с любой абонентской аппаратуры выдачу акустических сигналов «Вызова на связь» и аварийных сигналов. В этих целях в составе АА предусматривается установка громкоговорителей.

Технические характеристики СТТС «Восход-М»:

ППА СТТС «Восход-М» работает в режиме частотной модуляции с девиацией 10 кГц;

мощность передатчиков составляет 3,5 Вт; чувствительность приемников не хуже 2 мкВ при соотношении сигнал/шум не менее 20 дБ;

радиосвязь с Землей обеспечивается до дальностей не более 2000 км при угле места с наземного пункта связи более 7° и высоте орбиты МКС до 500 км;

межбортовая радиосвязь обеспечивается до 100 км при любой ориентации транспортного корабля относительно МКС;

система связи обеспечивает разборчивость речи не хуже 2-го класса качества в условиях акустических шумов до 70 дБ.

Состав системы телефонной радиосвязи «Рассвет-М» ТПК «Союз-ТМА»

Основным назначением системы радиосвязи «Рассвет-М» ТПК является обеспечение членов экипажа связью с Землей, другими КА между членами экипажа по внутреннему переговорному устройству на всех участках полета. Кроме того, система «Рассвет-М» используется для выдачи сигналов «Пеленг», необходимых для определения места приземления СА ТПК, и радиосвязи с поисково-спасательным комплексом (ПСК) после приземления.

Возможны следующие режимы связи:

дуплексная радиосвязь в УКВ диапазоне — основной режим связи с Землей на всех участках полета ТПК;

симплексная связь в УКВ диапазоне — для связи с МКС, а также для связи с Землей в нестандартных ситуациях;

дуплексная связь в УКВ диапазоне по линии ТПК–МКС–Земля (на участках стыковки и расстыковки с МКС);

дуплексная связь через систему «Квант-В» — резервный канал связи на орбитальном участке полета ТПК;

режим ВПУ — внутренние переговоры между членами экипажа;

режим МБС — межбортовая связь с отсеками МКС после стыковки;

запись и воспроизведение речевой информации с помощью бортового магнитофона;

режим «Пеленга» — на участке спуска и после посадки передача сигналов в УКВ и КВ диапазонах для определения места посадки средствами ПСК;

односторонняя связь со средствами ПСК на участке спуска;

после приземления возможна радиосвязь через аварийную автономную радиостанцию.

Для обеспечения работы системы связи в данных режимах в составе предусмотрены следующие приборы:

моноблок в составе: УКВ передатчики; дуплексные УКВ приемники; симплексные УКВ приемники; КВ передатчики; блок логики управления; блок акустики; программно-временное устройство;

отдельные приборы: магнитофон; шлемофоны (3 шт.) членов экипажа; ориентатор раскрытия антенн; аварийная радиостанция-1; АФУ.

Программно-временное устройство обеспечивает выдачу команд управления на автоматическое включение и выключение, а также переключение полукомплектов передающих УКВ и КВ средств на участках спуска и после приземления, формирования команды на раскрытие антенн после посадки. Прибор ПВУ также формирует импульсные последовательности тональных посылок букв «АН» кодом Морзе (заполнение тоном 1000 Гц) для модуляции УКВ передатчика на участке от разделения СА до касания Земли, импульсных последовательностей «АН» для манипуляции КВ передатчиков в режиме амплитудной телеграфии.

Ориентатор раскрытия антенн обеспечивает, в зависимости от положения СА после посадки, подготовку цепи разрешающей отсечки одной из трех антенн КВ диапазона, расположенной наиболее близко к вертикали по отношению к Земле.

Передатчики КВ диапазона работают на частотах 8354 и 18 060 кГц.

Дальность определения пеленга СА средствами КВ-центров, особенно на участке парашютирования, может составлять несколько тысяч километров (например, определено место посадки СА КК «Зонд-7» при его приведении в Индийском океане).

После приземления СА для определения координат места посадки может быть использована система «КОСПАС-САРСАТ» по излучению УКВ радиомаяка, работающего на частоте 121,5 МГц.

Состав системы телефонной радиосвязи ТГК «Прогресс-М»

Назначением СТС ТГК «Прогресс-М» является обеспечение дуплексной радиосвязи в УКВ диапазоне между ТГК и МКС на участках стыковки для режима ТОРУ. В составе

СТС входит моноблок с дуплексными УКВ приемниками и УКВ передатчиками и АФУ.

4.5.5. ТЕЛЕВИЗИОННЫЕ СИСТЕМЫ

Телевизионные системы (ТВС) установлены на МКС в составе ее модулей, транспортных пилотируемом и грузовом кораблях.

ТВС обеспечивает:

двухстороннюю связь экипажа МКС с Землей и внутри модулей МКС в цветном и черно-белом изображении;

внешний ТВ контроль за поверхностью МКС, включая контроль за деятельностью экипажа при внекорабельной деятельности;

наблюдение за процессом сближения и стыковки с транспортным кораблем и за ориентацией МКС;

обмена телевизионной информацией с видеокомплексом экипажа ЭВК «LIV», системой «Символ-Ц», приема информации от научной аппаратуры и формирования ТВ кадра; отображения различных сюжетов и размещение их с навигационно-пилотажной информацией.

Телевизионная система МКС

Наиболее полная по составу и выполняемым задачам является телевизионная система служебного модуля МКС «Клест-М» (разработка НИИ телевидения г. Санкт-Петербург) совместно с модулями ФГБ и СО1 (рис. 4.5.4).

В состав ТВС СМ входят:

две внешних стационарные телекамеры (Т/К) Кл-140СТМ;

переносная репортажная телекамера (Т/К) Кл-103Ц;

коммутатор (БК) Кл-160М;

телевизионный приемник (ТВ ПРМ) Кл-123М;

регенератор Кл-161;

телевизионный передатчик (ТВ ПРД) Кл-108А;

два цветных видеоконтрольных устройства (ЦВКУ1, ЦВКУ2) МЦ-27;

бортовое устройство временного уплотнения (БУВУ) Ку-110М;

бортовое устройство временного разуплотнения (БУВР) Ку-120М;

телевизионный модуль обмена (ТМО) ФЛ-001 цифровой информации вычислительных средств МКС и ЦУП.

Устройства МЦ-27, Ку-110М и Ку-120М разработаны в Одесском НИИ телевидения.

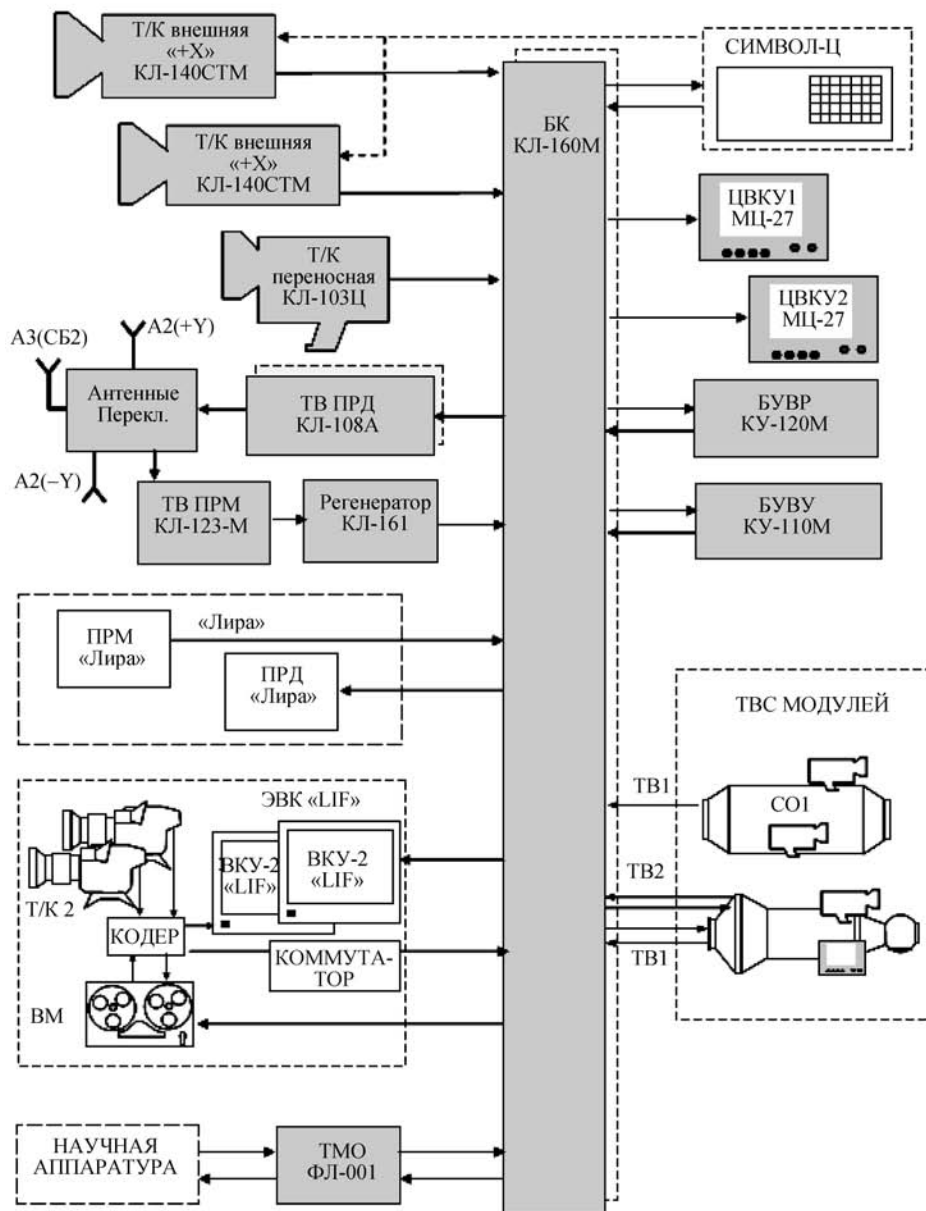


Рис. 4.5.4. Функциональная схема ТВС служебного модуля МКС

Внешние телекамеры размещаются снаружи СМ. Т/К «+X» используется для контроля стыковки ТК с МКС к стыковочному узлу агрегатного отсека (АО). Т/К «-X» после стыковки СМ с ФГБ не используется. Обе телекамеры имеют два сменных объектива (широко-

угольный и узкоугольный) и два сменных светофильтра (плотный и слабый). Т/К формируют черно-белый ТВ-сигнал с электронным перекрестием.

Переносная телекамера КЛ-103Ц используется для проведения ТВ-репортажей при

ВнеКД. Телекамера также может использоваться для проведения ТВ-репортажей из внутренних отсеков модулей (СМ, ФГБ, СО1).

Т/К формируют ТВ-сигнал в структуре РАЛ.

Коммутатор используется для подключения источников и потребителей ТВ-сигналов. Кл-160М состоит из двух полукомплектов (основного и резервного). Каждый полукомплект обеспечивает подключение до 20 источников ТВ-сигнала (телекамеры, приемник) и до 21 потребителя ТВ-сигнала (ВКУ, передатчик). На лицевой стороне БК имеется индикация включенного полукомплекта.

Коммутатор Кл-160 обеспечивает:

подключение одного ТВ источника на несколько ТВ потребителей;

подключение нескольких ТВ источников;

переключение ТВ потребителей на другой ТВ источник.

Телевизионный приемник Кл-123М с регенератором Кл-161 используются для приема ТВ-сигнала от ТК при сближении.

Телевизионный передатчик Кл-108А используется для передачи ТВ-сигнала на Землю. ТВ ПРД состоит из двух одинаковых комплектов (основного и резервного).

Цветные видеоконтрольные устройства (ЦВКУ1 и ЦВКУ2) используются для контроля ТВ-сигнала.

БУВУ используется для преобразования ТВ-сигнала из стандарта SECAM в дискретную структуру сигнала с временным уплотнением сигналов яркости и цветности МАС и передачи по узкополосным каналам связи. БУВУ используется при сбросе ТВ-сигнала с ЭВК «LIV» через ТВ ПРД на Землю.

БУВР используется для преобразования ТВ-сигнала из стандарта МАС в SECAM. БУВУ используется при приеме ТВ-сигнала с Земли через «Лиру».

Телевизионный модуль обмена (ТМО) используется для работы ТВС с научной аппаратурой.

ТВС ФГБ состоит из двух независимых систем:

ТВС стыковки по осям «+X», «-X» и «-Y»;

системы внутреннего телевидения (СВТ).

ТВС стыковки по оси «+X» состоит из Т/К «+X», ТВ ПРД и АФУ (двух антенн). ТВС использовалась для стыковки ФГБ с СМ.

ТВС стыковки по осям «-X» и «-Y» состоит из Т/К «-X», Т/К «-Y», сопряженных с

тем же ПРД и АФУ. Режим с Т/К «-X» использовался при стыковке с американским модулем NODE.

СВТ обеспечивает ТВ-связь между СМ и ФГБ. Для подключения телекамеры Кл-103Ц и монитора МЦ-27 используются ТВ-разъемы на панелях интерьера станции.

СВТ подключается к ТВС американского сегмента и обеспечивает передачу ТВ-сигнала с МКС на Землю.

ТВС СО1 обеспечивает ТВ-связь между СМ и СО1. ТВ-разъемы для подключения переносной телекамеры Кл-103Ц из СМ размещаются внутри и снаружи СО1.

Телевизионная система ТПК

На рис. 4.5.5 приведена функциональная схема ТВС ТПК «Союз-ТМА». В состав ТВС ТПК входят:

внешняя телекамера стыковки (Т/К БО) Кл-140СТПИ;

внутренние телекамеры СА (Т/К-1 СА, Т/К-2 СА) Кл-152-1,2;

телевизионные светильники (ТВ свет.);

коммутирующие устройства (БК-БО, БК-СА) Кл-105-1,2;

синхронизатор Кл-106;

телевизионный передатчик (ТВ ПРД) Кл-108М с АФУ (две антенны);

блок индикации режима управляемого спуска (БИ РУС) Кл-110.

Внешняя телекамера Кл-140СТПИ предназначена для формирования телевизионного сигнала изображения, попадающего в поле зрения телекамеры. Т/К БО применяется для контроля сближения, стыковки, расстыковки ТПК и МКС. Т/К БО установлена стационарно снаружи БО.

Внутренние телекамеры СА Кл-152 предназначены для формирования телевизионного сигнала изображения. Т/К СА применяются для наблюдения за жизнедеятельностью экипажа на различных участках полета ТПК. При включении Т/К СА включаются телевизионные светильники КР-77.

Блоки коммутации БК-СА и БК-БО Кл-105 обеспечивают подключение источников ТВ-сигналов к потребителям.

Синхронизатор Кл-106 предназначен для формирования синхросигналов и микширования ТВ-сигналов. Синхронизатор используется при совместной работе внешней Т/К с аппаратурой «Символ». Он обеспечива-

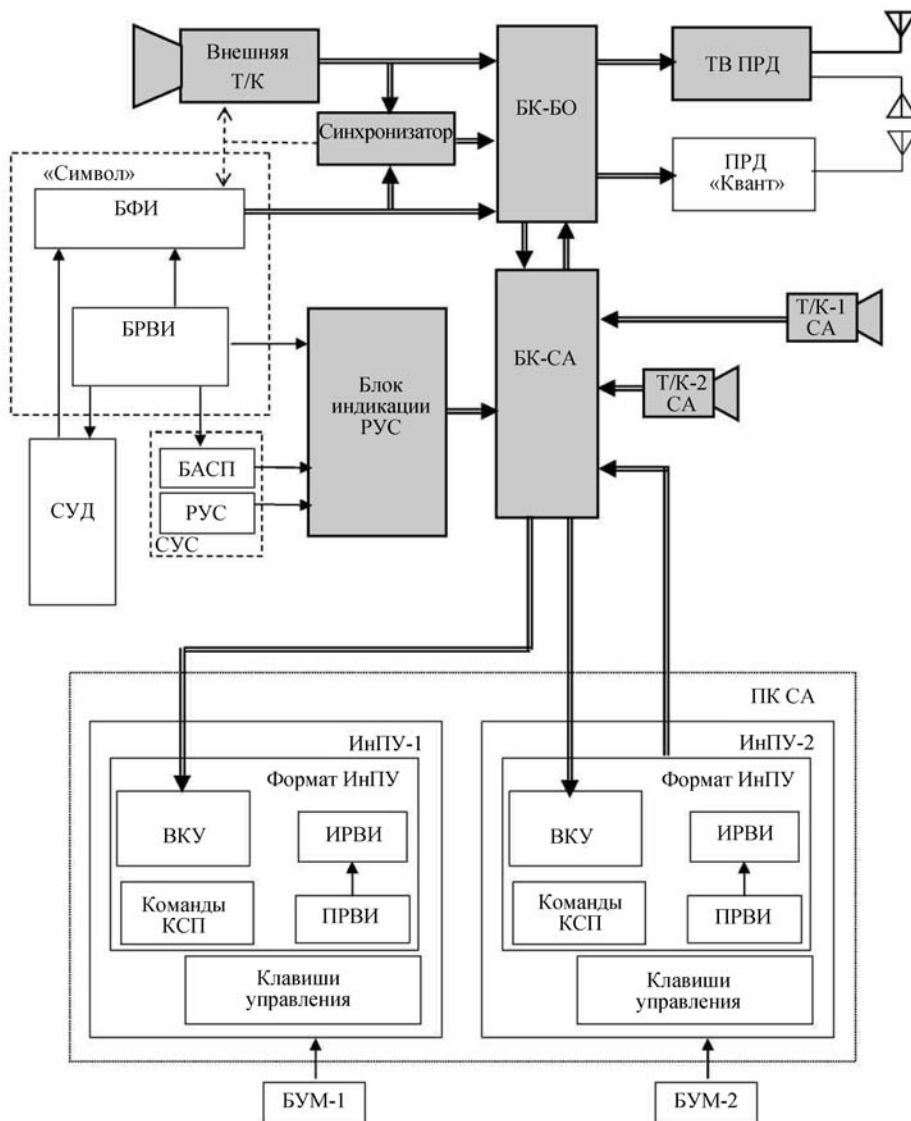


Рис. 4.5.5. Функциональная схема ТВС транспортного корабля

ет синхросигналами внешнюю телекамеру и аппаратуру «Символ» и суммирование ТВ-сигналов от внешней телекамеры и аппаратуры «Символ» для получения совмещенного изображения.

Блок индикации РУС Кл-110 предназначен для преобразования параметров спуска, поступающих из системы управления спуском и аппаратуры «Символ», в ТВ-сигнал.

ТВ-передатчик Кл-108 и АФУ ТВС обеспечивает передачу ТВ-сигнала на Землю и МКС.

ТВС ТПК взаимодействует с другими бортовыми системами ТПК:

система управления бортовым комплексом (СУБК) обеспечивает формирование и исполнение команд управления на включение/выключение и изменение режимов работы ТВС;

интегрированный пульт управления (ИнПУ) обеспечивает выдачу команд управления ТВС и отображение ТВ-сигнала на ВКУ форматов ИнПУ;

система управления движением (СУД) выдает информацию для преобразования в ТВ-сигнал и отображения на ИнПУ;

аппаратура «Символ» обеспечивает выдачу команд в системы СУД, СУС, ТВС (БИ РУС) и преобразует информацию от СУД в ТВ-сигнал (форматы СУД);

ПРД «КВАНТ» обеспечивает передачу ТВ-сигнала на Землю в случае отказа ТВ ПРД.

Телевизионная система ТГК

ТВС ТГК обеспечивает стыковку корабля к МКС. Состав ТВС ТГК сокращается до внешней телекамеры и передатчика ТВС. Внешняя телекамера Кл-140СТПИ предназначена для формирования телевизионного сигнала изображения. Т/К БО применяется для контроля сближения, стыковки, расстыковки ТПК и МКС. Т/К БО установлена стационарно снаружи БО. ПРД ТВС резервируется ПРД системы «Квант-В».

Технические характеристики ТВС

Число строк в кадре	625
Число кадров в секунду (при чересстрочном разложении)	25
Формат кадра	4×3
Четкость изображения в центре. . .	Не хуже 500 линий
Число градаций яркости	6
Разрешающая способность	Не хуже 550 линий
Несущая частота передатчика, МГц	63
Мощность передатчика, Вт	15
Девияция частоты передатчика, МГц	8±2
Чувствительность приемника, мкВ.	25
При отношении сигнал/шум	Не менее 20

Раздел 5

ОТДЕЛЬНЫЕ СЛУЖЕБНЫЕ СИСТЕМЫ

Глава 5.1

СИСТЕМА СТЫКОВКИ

5.1.1. НАЗНАЧЕНИЕ И СОСТАВ

Система стыковки (СС) предназначена для выполнения трех основных задач: стыковки, образования герметичного стыка, обладающего достаточной несущей способностью и расстыковки.

Совокупность устройств и механизмов двух КА, обеспечивающих физическую стыковку, составляют стыковочное устройство (СУ), состоящее из двух стыковочных агрегатов (СА), устанавливаемых на КА и обеспечивающих весь объем операций по стыковке и расстыковке. СА, механизмы которого выполняют основные операции по стыковке и расстыковке, называется активным стыковочным агрегатом (АСА). Пассивный стыковочный агрегат (ПСА) обеспечивает взаимодействие с АСА.

Механизмы и элементы СА, предназначенные для образования точного и жесткого стыка конструктивно и/или функционально состоят из корпуса, стыковочного механизма (СМ), механизма герметизации стыка (МГС), механизма расстыковки и дополнительных узлов и элементов (рис. 5.1.1).

Корпус со стыковочным шпангоутом является основным и несущим элементом СА, на котором устанавливаются его механизмы и элементы.

СМ выполняет основные операции по образованию первичной механической связи от первого касания, включая амортизацию кинетической энергии относительного движения стыкующихся КА, компенсацию промаха, сцепку, выравнивание и стягивание, вплоть до соприкосновения стыковочных шпангоутов.

МГС обеспечивает образование герметичного стыка, соединяя между собой шпангоуты агрегатов двух КА с помощью замковых устройств. На шпангоутах СА устанавливаются также элементы, обеспечивающие расстыковку КА.

К дополнительным элементам относятся крышки переходного туннеля с механизмами открытия и герметизации; элементы системы

наддува, проверки герметичности стыка и сброса давления, обеспечивающих внутренний герметичный переход между состыкованными КА; принадлежности для выполнения ручных операций, автоматически стыкуемые/расстыковываемые электро-, пневмо- и гидроразъемы в процессе стыковки/расстыковки КА.

Для управления механизмами СУ используются блоки управления АСА и ПСА, выполняющие две основные функции:

логическую обработку сигналов (от датчиков контролируемых текущее состояние исполнительных механизмов СА и выполнения операций от взаимодействующих систем КА) и *выработку команд и сигналов*, выдаваемых в коммутационные блоки и в другие системы;

коммутацию электропитания на двигатели, электромагнитные и пиротехнические устройства исполнительных механизмов СА.

Взаимосвязь систем и средств при выполнении операций по стыковке (рис. 5.1.2) осуществляется по командам СУБА, которая обеспечивает:

выдачу команд в блок управления СМ;
обмен командами с другими системами КА (например, выключение систем управления ориентацией и движением КА при первом касании);

блокировку на выдачу команд, выдаваемых с ПК и по командной радиолинии, или автоматически вырабатываемых системой при определенных состояниях механизмов и датчиков;

временной контроль и управление отдельными операциями и автоматическими циклами.

Управление агрегатами при стыковке и расстыковке выполняется в автоматическом или автономном режимах.

Управляющие команды на СС могут выдаваться:

автоматически по алгоритмам СУБА;
с ПК;
с дистанционным управлением с Земли по КРЛ;
в телеоператорном режиме управления (ТОРУ).

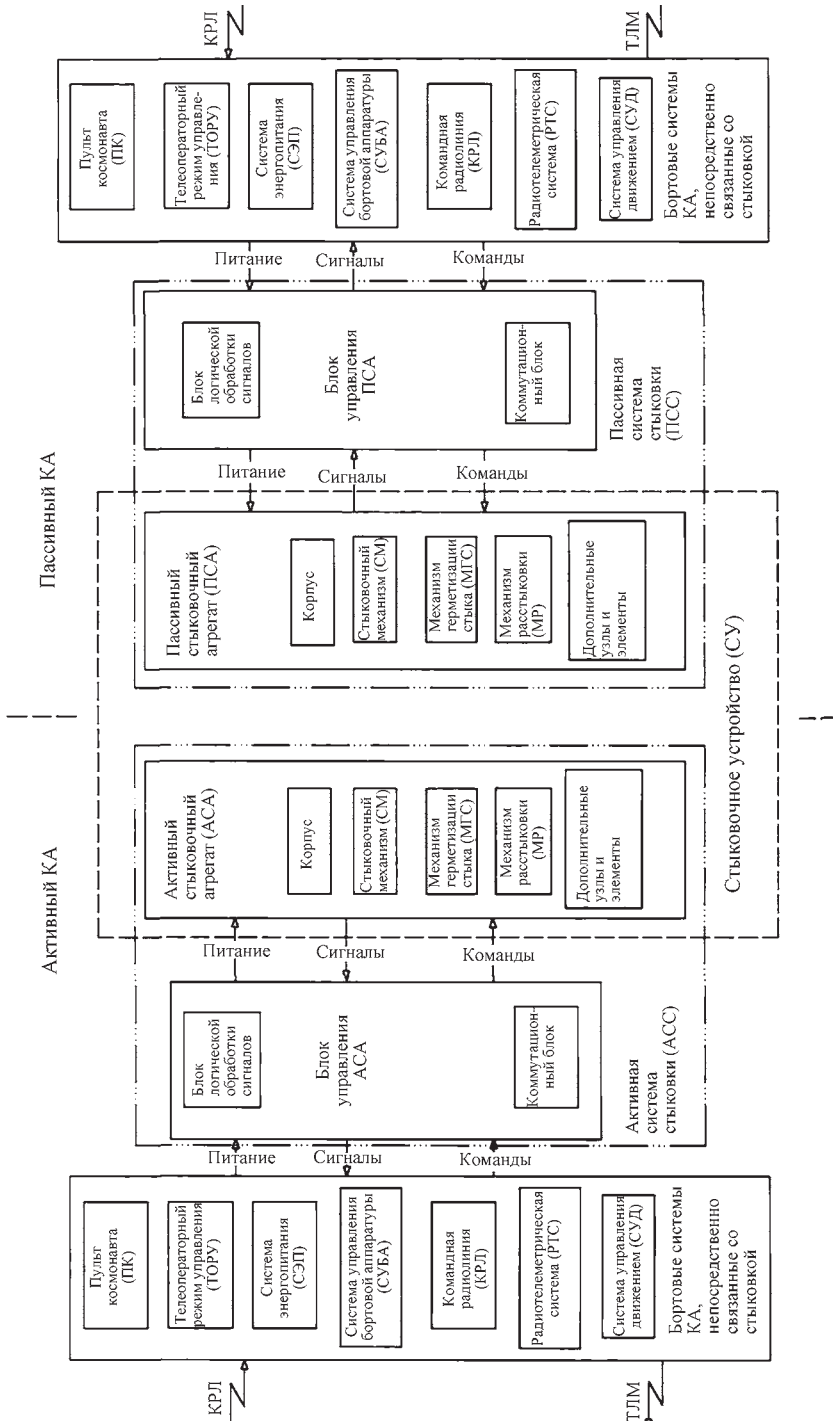


Рис. 5.1.1. Структурная схема стыковки двух КА

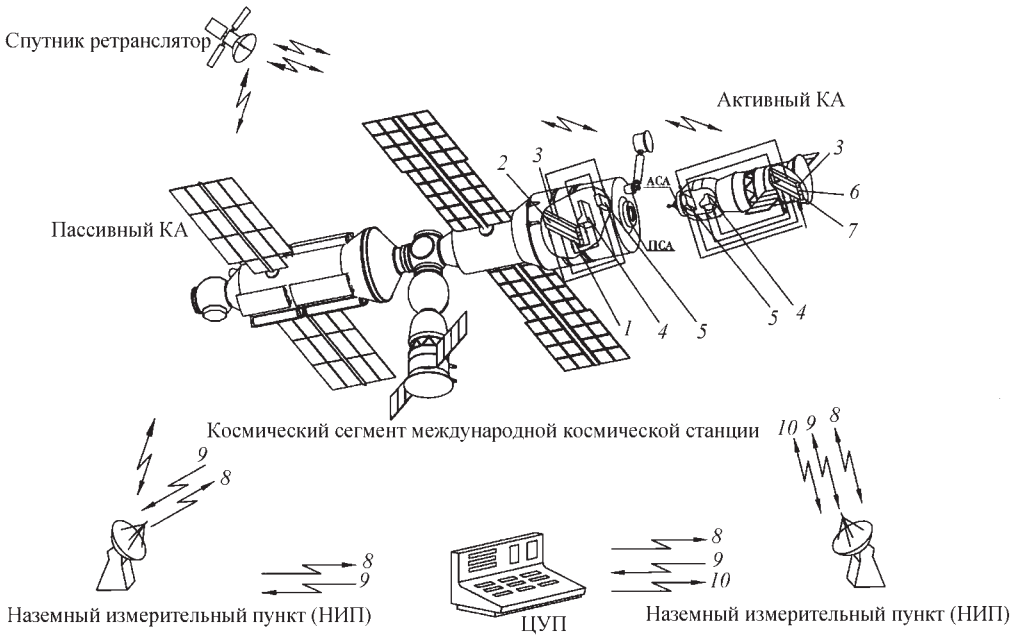


Рис. 5.1.2. Взаимосвязь систем и средств управления и контроля при стыковке КА:

1 — система управления бортовой аппаратурой станции; 2 — система автоматического управления станцией; 3 — система электропитания; 4 — пульт космонавтов; 5 — блоки управления стыковкой АСА и ПСА; 6 — система автоматического управления КА; 7 — система управления бортовой аппаратурой корабля; 8 — командная радиолиния; 9 — линия голосовой связи; 10 — спутниковая связь

После автоматической обработки информация поступает на пульта управления и контроля операторов ЦУП для анализа прохождения процесса стыковки и выдачи, при необходимости, управляющих команд.

Режим ТОРУ используется для управления сближением и стыковкой активного КА, выполняемого оператором с пассивного КА (потенциально с Земли).

5.1.2. КЛАССИФИКАЦИЯ И СОСТАВ СТЫКОВОЧНЫХ УСТРОЙСТВ

СУ подразделяются на два класса, имеющих свои конструктивные и функциональные особенности (рис. 5.1.3). К первому классу относятся СУ, которые стыкуются по принципу совмещения конусов или «штырь-конус» (рис. 5.1.4). СУ «штырь-конус» имеет на АСА СМ со штырем, взаимодействующим при стыковке с приемным конусом ПСА. Такого типа СУ были разработаны для программ «Союз», «Союз-Салют», «Мир», «МКС».

Ко второму классу относятся СУ с периферийным расположением СМ (рис. 5.1.5).

Периферийные СУ типа АПАС могут выполнять как активную, так и пассивную роль.

Это дает возможность двум КА, оснащенных двумя устройствами АПАС или АПАС и АСПП стыковаться между собой. Такой тип СУ

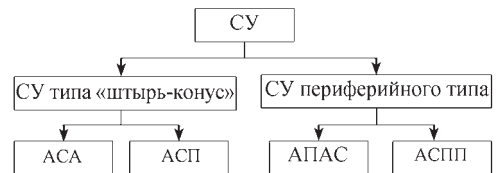


Рис. 5.1.3 Классификация стыковочных устройств:

СУ — стыковочное устройство; АПАС — андрогинный периферийный агрегат стыковки; АСПП — агрегат стыковки периферийный пассивный; АСА — активный агрегат стыковки; ПСА — пассивный агрегат стыковки

Рис. 5.1.4. Стыковочное устройство «штырь-конус»:

а — пассивный корабль; *б* — активный корабль; 1 — головка штанги с зашелками; 2 — штанга СМ; 3 — угловой ограничитель; 4 — корпус АСА; 5 — подвеска крышки люка; 6 — крышка АСА в открытом положении; 7 — замок герметизации стыка; 8 — приемный конус; 9 — гнездо приемного конуса; 10 — крышка ПСА в открытом положении; 11 — корпус ПСА

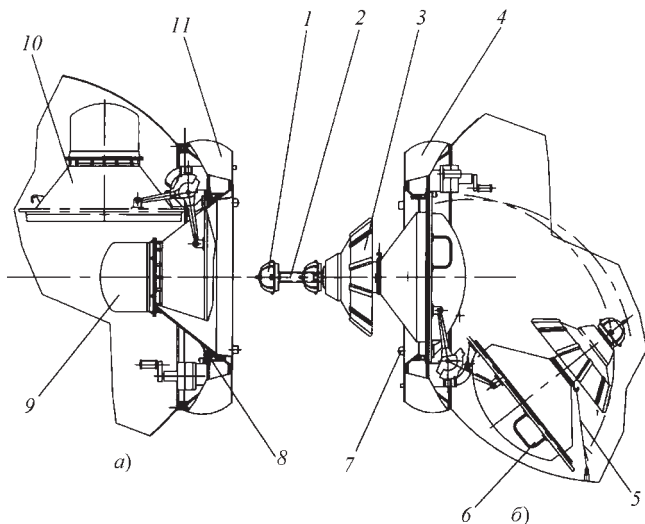
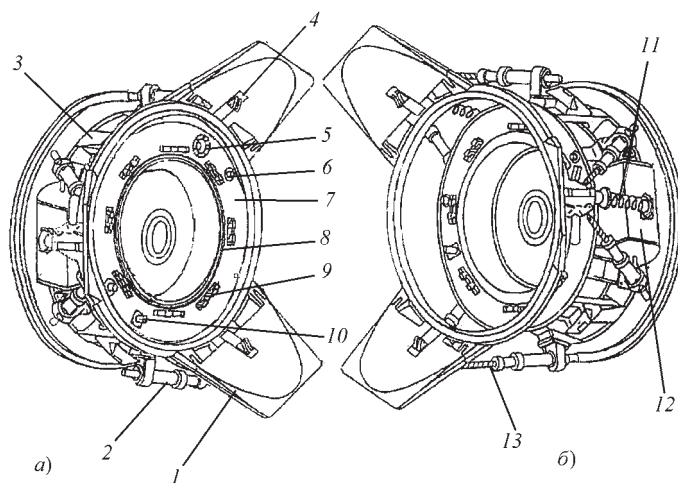


Рис. 5.1.5. Андрогинный периферийный агрегат стыковки:

а — корабля в пассивном состоянии; *б* — корабля в активном состоянии; 1 — кольцо с направляющими выступами; 2 — амортизаторы; 3 — скоба зашелки; 4 — зашелка; 5 — гнездо; 6 — толкатель; 7 — стыковочный шпангоут; 8 — уплотнение стыка; 9 — замок; 10 — направляющий штырь; 11 — пружинный кабель; 12 — блок дифференциалов с приводом СМ; 13 — винт с шариковинтовым преобразователем



(рис. 5.1.4) был разработан для программ «Союз-Аполлон», «Буран», «Мир», «Шаттл», «МКС».

Их преимущество — наличие свободной центральной части, которая используется в качестве переходного туннеля, а недостаток — более сложное устройство и большая масса, чем у СТУ типа «штырь-конус».

5.1.3. МЕХАНИЗМЫ И ЭЛЕМЕНТЫ СТЫКОВОЧНЫХ АГРЕГАТОВ

Корпуса стыковочных агрегатов. Силовая основа СА — его корпус, который состоит из оболочки со стыковочным шпангоутом и задним фланцем для крепления к КА. Во внут-

ренней полости стыковочного шпангоута устанавливаются замки с приводами МГС, монтируются тросовая связь и другие узлы стыка, требующие правильного взаимодействия. На стыковочной поверхности (как правило, на АСА) устанавливаются двухбарьерные герметизирующие уплотнения стыка. На корпусе СА устанавливается также крышка переходного туннеля с механизмами открытия и герметизации, арматура системы наддува, проверки герметичности и сброса давления и т.п. В целом компоновка СА является сложной задачей, ее решение требует выбора обоснованной силовой схемы, рационального размещения узлов, технологичности изготовления и сборки

с учетом соединяемости стыковочных шпангоутов АСА и ПСА, удобства доступа к узлам, требующим обслуживания при испытаниях и эксплуатации.

Для достижения соединяемости, или стыкуемости АСА и ПСА, устанавливаемых на КА, наибольшее применение при проектировании нашел принцип обратной симметрии: все взаимодействующие или входящие друг в друга элементы (штырь-гнездо, вилка-розетка, выступ-впадина, защелка-скоба и т.д.) располагаются попарно симметрично относительно оси обратной симметрии. При стыковке оси обоих соединяемых СА совмещаются, обеспечивая стыковку КА.

Значительные динамические перегрузки на активном участке полета, а также в процессе стыковки на орбите требуют достаточной жесткости как самого шпангоута, так и узлов крепления элементов СА.

Наиболее нагруженным является корпус герметичного СА. Его проектирование, изготовление и испытания вызывают наибольшие сложности.

Жесткость стыковочного шпангоута должна быть такой, чтобы деформации от внешних и внутренних нагрузок не приводили к образованию зазоров по металлу в стыке более 0,1...0,2 мм. Использование уплотнения стыка не приводит к нарушению герметичности.

При действии нагрузок в корпусах возникает сложное напряженное состояние. Точный расчет напряжения и деформаций может быть проведен методом конечных элементов. При проектировании обычно используются приближенные методы, базирующиеся на применении методов сопротивления материала.

Стыковочные механизмы (СМ) предназначены для механического взаимодействия активного и пассивного СМ, осуществления амортизации соударения КА, сцепки, демпфирования относительных колебаний, выравнивания и стягивания. Конструкция СМ зависит от типа стыковочного устройства.

Стыковочный механизм типа «штырь-конус». Основой механизма этого типа является центральная штанга с системой амортизации и приводом для выдвижения и втягивания штанги. Перед стыковкой привод СМ с помощью шариковинтового преобразователя, преобразующего вращательное движение привода в поступательное движение штанги, выдвигает штангу. Стыковка начинается после касания головки штанги о приемный конус ПСА. По

сигналу от датчиков касания включаются двигатели РСУ, создающие продольную силу для повышения вероятности сцепки. При заходе головки штанги в гнездо приемного конуса ПСА происходит сцепка с помощью четырех защелок и по достижению головки СМ дна конуса, по сигналу от второй группы датчиков касания, выключается РСУ. Перед сцепкой и после нее амортизаторы гасят относительные колебания КА.

С помощью привода СМ проводят стягивание шпангоутов активного и пассивного агрегатов до совмещения, в процессе которого проходит их выравнивание рычажным механизмом до достижения соосного положения КА, которые соединяются с помощью замков механизма герметизации стыка, образуя жесткость и герметичность стыка.

Операция стыковки завершается расцепкой головки штанги СМ с гнездом приемного конуса (включается привод защелок головки штанги на открытие). С помощью привода СМ головка выходит из гнезда приемного конуса и происходит окончательное втягивание штанги. Это обеспечивает возможность открытия крышек стыковочных агрегатов с образованием герметичного переходного туннеля.

При расстыковке происходит открытие замков МГС. Космические корабли расталкиваются пружинными толкателями.

Амортизационная система СМ состоит из независимых продольного и боковых амортизаторов.

Наиболее сложную схему имеет продольный амортизатор. Он формируется из различного типа амортизирующих и демпфирующих устройств:

пружинного механизма (ПМ) для обеспечения плавного выхода на режим амортизации; последовательно соединенного фрикционного тормоза, для гашения основной части кинетической энергии;

параллельно соединенных с двумя первыми, электромеханических демпферов (ЭМД), электромагнитных тормозов, обеспечивающих рассеивание энергии при больших скоростях.

На выходе кинематической цепи амортизационной системы, после фрикционного тормоза, устанавливается привод СМ.

При ударе головки штанги о поверхность приемного конуса ПСА за счет просадки штыря энергия поглощается вначале пружинным механизмом и электромеханическим демпфером, а далее фрикционным тормозом и ЭМД.

Штанга СМ устанавливается на двух опорах направляющих (рис. 5.1.6, *а*). Корпус задней опоры направляющей устанавливается на сферическом шарнире, обеспечивающем угловые перемещения штыря вместе с корпусом направляющих по тангажу и рысканию относительно основания.

На основании устанавливаются амортизаторы и демпферы, тяги которых крепятся к задней части корпуса направляющих. Каждый амортизатор включает в себя двухступенчатый ПМ двойного действия и параллельно подсоединенный к нему ЭМД.

Пружинные амортизаторы и демпферы являются одновременно ограничителями при угловых перемещениях.

Колебания по тангажу и рысканию гасятся автономными демпферами.

В СУ «штырь-конус» креновые амортизаторы обычно отсутствуют из-за малых возмущений. Это дает возможность при проектировании и расчете амортизаторов ограничиться плоскими моделями взаимодействия.

Для проектирования амортизаторов СУ «штырь-конус» удар о конус является определяющим.

Штанга СМ представляет собой винт с шариковинтовым преобразователем поступательного движения во вращательное и обратное.

При ударе о конус на головку действует сила F_k , а реакция в передней опоре

$$F_n = F_{ky}(1 + l_1/l_2).$$

При значительной величине отношения l_1/l_2 и малых углах α без учета трения в задней опоре при коэффициенте трения в передней опоре $\lambda \geq \operatorname{tg}\alpha/(1 + l_1/l_2)$, происходит заклинивание штанги.

Силовая схема (см. рис. 5.1.6, *б* и *в*) используется для расчета прочности и жесткости корпуса, элементов СМ, включая направляющие для задней опоры винта. Упругие перемещения корпуса, основания и других элементов являются составляющими общей деформации СМ при амортизации ударов о конус и при развороте после сцепки. Эти деформации су-

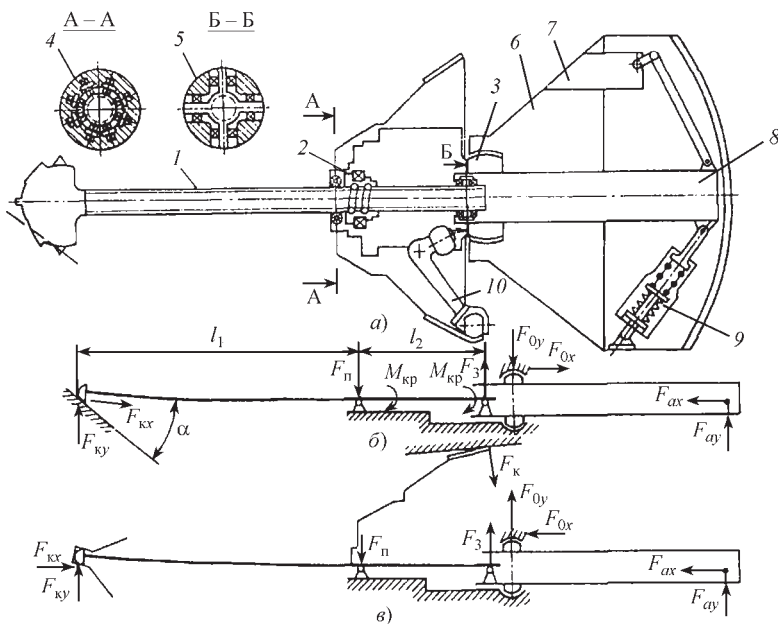


Рис. 5.1.6. Схема нагружения штанги в СУ «штырь-конус»:

а — конструктивная схема; *б* — нагружение при ударе о конус; *в* — нагружение при упоре углового ограничителя; 1 — штанга; 2 — шариковинтовой преобразователь; 3 — двухступенчатый шарнир; 4 — передняя опора; 5 — задняя опора; 6 — основание; 7 — электромеханический демпфер; 8 — корпус направляющих; 9 — пружинный амортизатор; 10 — рычаг выравнивания

щественно влияют на характеристики амортизационной системы.

Максимальные осевые нагрузки на штангу возникают при амортизации после сцепки и стягивания. Максимальная сила $F_{\text{СТМ}}^{\text{max}}$, развиваемая приводом, определяемая силами, необходимыми для соединения элементов на стыковочном шпангоуте (направляющих штырей $F_{\text{ш}}$, толкателей $F_{\text{Т}}$ электро- и гидроразъемов $F_{\text{Эр}}$, $F_{\text{Гр}}$ и др.) с коэффициентом запаса по развиваемой силе $k_c = 2...3$, т.е.

$$F_{\text{СТМ}}^{\text{max}} = k_c(F_{\text{ш}} + F_{\text{Т}} + F_{\text{Эр}} + F_{\text{Гр}} + \dots).$$

Обычно $F_{\text{СТМ}}^{\text{max}} = 10...15$ кН.

Диаметр штанги рассчитывается по изгибу при максимальной боковой силе F_y^{max} при амортизации. Расчет ведется с учетом жесткости штанги, учета прочности шариковинтового преобразователя, а также устойчивости винта.

Стыковочные механизмы периферийного типа располагаются по периферии стыковочного шпангоута. Основой является кольцо с тремя направляющими выступами, которое расположено на шести подвижных штангах-амортизаторах. При стыковке кольца с направляющими двух агрегатов взаимодействуют между собой; кольцо активного агрегата произвольно перемещается на амортизаторах (по шести степеням свободы). При совмещении

колец с помощью трех защелок происходит сцепка. После поглощения энергии соударения КА и выравнивания с помощью амортизаторов кольцо ПСА подтягивается приводом до соприкосновения стыковочных шпангоутов, которые затем соединяются с помощью расположенных на них замков, обеспечивающих жесткость и герметичность стыка. Для расстыковки открываются защелки кольца и замков стыковочного шпангоута АСА; КА расталкиваются пружинными толкателями.

В качестве амортизаторов в СУ периферийного типа применяются такого же принципа действия амортизационные системы как и в СУ «штырь–конус». Только процесс амортизации СУ периферийного типа значительно сложнее, чем в СУ «штырь–конус», так как кольцо с направляющими устанавливается на шести амортизаторах и сцепка осуществляется только при совмещении колец АСА и ПСА. При такой схеме амортизаторы должны не только поглощать энергию при ударах, но и обеспечивать подвижность кольца: его перемещение по разным координатам в достаточно широком диапазоне при малых силах. Для анализа амортизационных систем периферийного типа необходимы не только плоские, но и пространственные эквивалентные математические модели.

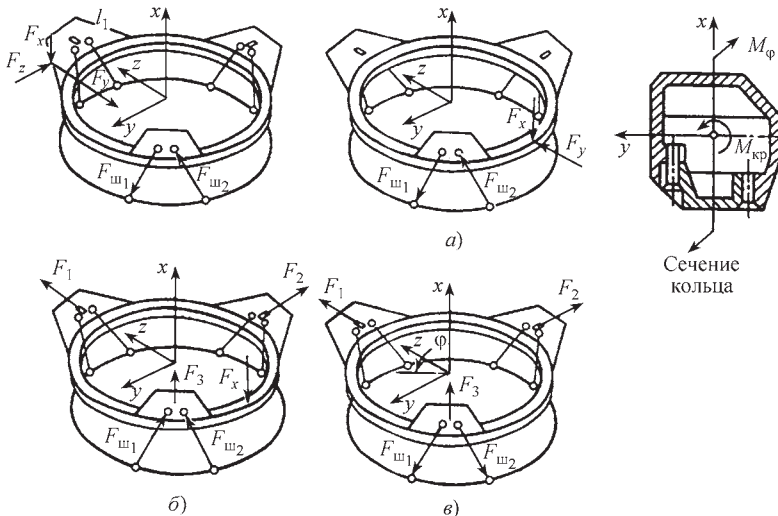


Рис. 5.1.7. Расчетные случаи нагружения кольца с направляющими АПАС:

a — амортизация перед сцепкой (взаимодействие направляющих и удар кольца о направляющий выступ); *б* — амортизация после сцепки (центральный удар, разворот); *в* — стягивание приводом СМ

Расчетные случаи нагружения кольца с направляющими представлены на рис. 5.1.7.

При нагружении до сцепки (см. рис. 5.1.7, а) деформация не должна препятствовать совмещению колец. Деформации в двух других случаях (см. рис. 5.1.7, б и в) не должны приводить к выходу защепок из зацепления.

Наибольшие напряжения в кольце возникают обычно при отдаче и стягивании. Изгибающий момент

$$M_{\varphi} = \sum_{i=1}^n F_{r_i} R \frac{1}{2\pi} (1 + \varphi_i \sin \varphi_i),$$

где R — средний радиус кольца; φ_i — угловые координаты, определяющие точки приложения сил данного сечения; $n = 1, 2, 3$. При симметричном нагружении максимальный изгибающий момент, действующий в месте приложения сил F_{r_i} , равен $M_{\varphi} = 0,189 F_r R$.

Силы, действующие на защелки и штанги, создают крутящие моменты L_k , от которых в кольце возникают дополнительные изгибающий и крутящий моменты, равные

$$M_{кр} = \sum_{i=1}^n L_k \left[\frac{-\varphi_i \cos \varphi_i}{2\pi} - \frac{\sin \varphi_i}{(1 + GI_p/EI_o)\pi} \right],$$

где EI_o и GI_p — жесткости сечения кольца соответственно на изгиб и кручение; $n = 1, 2, 3$. Максимальные значения этих моментов равны: $M_{\varphi} = 0,433 L_k$ (в плоскости между защелками); $M_{кр} = 0,5 L_k$ (в плоскости защепок).

Механизмы герметизации стыка предназначены для осуществления жесткого и герметичного соединения двух объектов с целью создания герметичного прохода между ними.

Герметизация стыка осуществляется системой замков и двумя резиновыми кольцами специального сечения, закрепленными в концевых выточках на стыковочной плоскости.

Наибольшее распространение получила система замков стыковочного шпангоута с единым приводом с замкнутой тросовой связью (рис. 5.1.8). Конструктивная схема замка представлена на рис. 5.1.9.

Замок стыковочного шпангоута имеет активный и пассивный крюки и эксцентриковый механизм подтягивания активного крюка. Тросовая связь соединяет все шкивы, расположенные на эксцентриковых валах и выходном валу электропривода. Для созда-

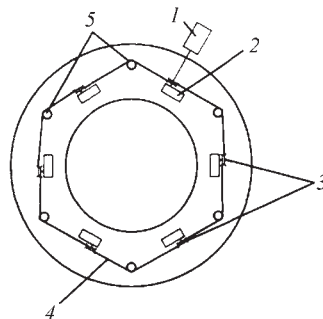


Рис. 5.1.8. Кинематическая схема механизма герметизации стыка (один комплект):
1 — привод герметизации стыка; 2 — механизм замка; 3 — шкивы; 4 — тросовая связь; 5 — направляющие ролики

ния регламентированной силы затяжки замков и обеспечения одновременной работы всех замков от одного электропривода, пассивные крюки снабжены набором тарельчатых пружин.

Крюки МГС устанавливаются на активный и пассивный агрегаты таким образом, что каждый активный крюк механизма замка АСА находится под пассивным крюком механизма замка ПСА и каждый пассивный крюк механизма замка АСА под активным крюком механизма замка ПСА. При вращении барабана активных крюков АСА или ПСА эксцентриковый вал обеспечивает поворот активных крюков и активные крюки входят в зацепление с

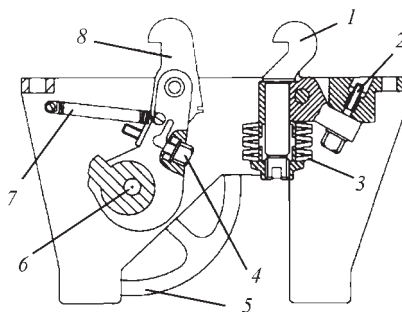


Рис. 5.1.9. Механизмы замка:
1 — пассивный крюк; 2 — разрывной болт пассивного крюка; 3 — тарельчатая пружина; 4 — разрывной болт активного крюка; 5 — барабан; 6 — эксцентрик; 7 — пружина; 8 — активный крюк

ответными пассивными крюками. Далее активные крюки перемещаются поступательно, соединяя жестко стыки агрегатов.

Максимальная сила, действующая на крюк замка F_k , складывается из силы затяжки F_3 и внешней нагрузки F_B :

$$F_k = F_3 + k_4 F_B,$$

где k_4 — коэффициент, определяющий соотношение жесткостей крюка и шпангоута.

За счет набора пружин жесткость пассивного крюка значительно меньше жесткости шпангоута, поэтому можно считать $k_4 = 0$.

Сила предварительной затяжки F_3 создается такой, чтобы свести к минимуму возможность самопроизвольного раскрытия стыка, и должна превышать все внешние силы и внутренние нагрузки, растягивающие стык:

$$F_3 \geq \frac{F_p + k_{ш} M_{и} / d_3}{n} = F_B,$$

где F_p — растягивающая сила, создаваемая в общем случае внутренним давлением, уплотнением, толкателями, внешней продольной нагрузкой; $M_{и}$ — изгибающий момент; d_3 , n — средний диаметр расположения и число замков; $k_{ш}$ — коэффициент, характеризующий распределение силы между замками при нагружении изгибающим моментом (зависит от жесткости шпангоута). Для разработанных конструкций $k_{ш} = 2,7$, что соответствует абсолютно жестким шпангоутам. Для нежестких конструкций $k_{ш} = 4$.

Для правильной работы замков необходимо устранить смещение шпангоутов в радиальном направлении. Выравнивание проводится с помощью штырей и гнезд. Чаще всего применяются две пары направляющих штырей и гнезд. Для компенсации температурных и других деформаций одно из гнезд удлиняется в радиальном направлении или обеспечивается подвижность одного штыря.

Величина смещения геометрических центров $\epsilon = (d_1 - d_2)/2$. Обычно $\epsilon = 1 \dots 1,5$ мм. Такие смещения допустимы и не нарушают взаимодействие других элементов, располагаемых на шпангоутах (разъемов, уплотнения и др.). Принципиально могут использоваться и большее число направляющих.

Для пружинных толкателей сила и ход выбираются такими, чтобы происходило разделение всех элементов, и КА сообщалась необходимая скорость.

Герметизация стыка осуществляется двумя резиновыми кольцами специального сечения, закрепленными в кольцевых выточках на стыковочной плоскости.

Дополнительные узлы и элементы. На стыковочном шпангоуте могут устанавливаться элементы для вспомогательных операций, не относящихся непосредственно к стыковке и расстыковке: электрические и гидравлические разъемы стыка; крышка переходного туннеля с механизмами открытия и герметизации; элементы наддува и сброса давления из туннеля, элементы проверки герметичности стыка и т.п.

Электро- и гидроразъемы могут быть четырех типов: соединяемые с помощью СМ; соединяемые замками стыковочного шпангоута; имеющие автономные приводы; соединяемые вручную.

Основные требования, предъявляемые к соединительным элементам:

соединяемые вручную или автоматически, электрические разъемы на стыке должны иметь минимальную силу соединения и разъединения;

конструкция и установка автоматически соединяемых разъемов должна обеспечивать компенсацию возможных ошибок взаимного положения;

работоспособность в открытом космосе, а в случае невозможности соединения разъемов они не должны препятствовать стыковке.

Конструкция разъемов включает в себя направляющие штыри и гнезда. Разъемы устанавливаются на подвижные (до ± 5 мм) платы, имеющие направляющие штыри и гнезда.

Направляющие штыри и гнезда конструктивно совмещены с гидроразъемами промежуточного контура объединенной системой терморегулирования. Эти гидроразъемы имеют автоматически открываемые при соединении и закрываемые при расстыковке клапаны. Силы соединения гидроразъемов определяются силами входа цилиндрических частей, открытия клапанов и обжатия уплотнения и составляют несколько сотен ньютонов.

Кроме разъемов системы терморегулирования к этому типу относятся разъемы дозаправки топливом и окислителем.

Крышка переходного туннеля располагается на корпусе агрегата (на механизме, осуществляющем ее открытие и закрытие). Герметичное закрытие крышки обеспечивается системой замков герметизации крышки.

При конструировании других элементов, устанавливаемых на торце стыковочного

шпангоута (датчики, толкатели и др.), учитывается необходимость их надежного обжатия.

СУ снабжается приводами и датчиками. Как правило, стремятся свести к минимуму количество приводов. В АСА используются следующие основные приводы: буферного элемента СМ, защелок, замков стыковочного шпангоута.

Элементы управления и сигнализации. Для обеспечения сцепки СУ снабжаются датчиками касания и сцепки (ДК и ДС). С помощью сигналов от этих датчиков удается построить полностью автоматическое управление, а также контролировать процесс и определять его параметры. При пилотируемых полетах сигналы от датчиков ДК и ДС поступают на пульт космонавта. Такая сигнализация значительно упрощает действия пилотов при ручном управлении.

Общие принципы конструирования СУ.

Стыковочные устройства должны удовлетворять общим техническим требованиям, обусловленным полетом на РН и в космическом пространстве. Детальные требования приводятся в техническом задании на разработку СУ.

В качестве информационной базы при разработке СУ используется накопленная в процессе развития техники стыковки проектно-конструкторская, технологическая, нормативно-справочная документация: размеры агрегатов, узлов и деталей проектируемой конструкции; данные о материалах и технологии изготовления; информация о предполагаемых режимах эксплуатации, нагрузочных режимах и предельных состояниях; банк данных об эксплуатационной надежности и т.д.

Эти данные позволяют проанализировать структуру СУ, принципы построения главных механизмов, более обоснованно подходить к выбору и разработке новых СУ, к анализу различных вариантов и заложить, в первую очередь, основу анализа важнейших характеристик СУ: надежности и массы конструкции.

Требования к уменьшению массы и повышению надежности СУ являются противоречивыми. Чтобы выбрать рациональные значения этих характеристик, необходимы: точный учет внешних нагрузок; тщательность статического и динамического анализа; рациональность и стабильность характеристик амортизаторов; низкие значения и стабильность сил соединения при стыковке и разъединения при расстыковке разъемов и других элементов; малое трение в подвижных элементах и высокий КПД механизмов; рациональные запасы по силам,

развиваемым приводами, стабильность этих сил (малые разброс и изменение в процессе эксплуатации); рациональные значения коэффициента безопасности и запаса прочности.

При силовых и прочностных расчетах рассматриваются следующие основные случаи нагружения СУ: амортизация до сцепки и после нее; стягивание приводом СМ; стягивание замками стыковочного шпангоута; нагружение внутренним давлением до стыковки; нагружение стыка и других элементов внутренним давлением и внешними нагрузками; расстыковка (работа замков и расталкивание КА). При выборе норм прочности учитывается специфика требований к СУ (наличие экипажа на КА, герметичность и т.п.).

При определении степени резервирования механизмов и элементов СУ, в значительной степени определяющей надежность и массу СУ, эффективным является анализ структуры СУ, выявление возможных (потенциальных) отказов с оценкой вызываемых ими критичности отказов.

При проектировании эффективным является анализ структуры СУ и отдельных механизмов и узлов, выявление возможных (потенциальных) отказов с оценкой критичности вызываемых ими отказов.

Для анализа надежности СУ приняты три категории отказов:

I — отказ относится к безопасности экипажа;

II — отказ приводит к невыполнению основной программы полета или к состоянию, при котором следующий отказ относится к безопасности;

III — все прочие отказы.

Дополнить, упростить и повысить эффективность анализа позволяет составление структурных схем развития отказов (рис. 5.1.10). Такие схемы, называемые деревьями отказов, следует составлять для всех трех основных функций, на разных уровнях детализации, для основных и резервных видов работ с учетом различных видов отказов элементов.

Резервирование в принципиальных конструктивных схемах.

1. Непредусмотренное раскрытие стыка относится к отказу I категории критичности. Исключение самопроизвольного раскрытия стыка достигается рядом схемных и конструктивных решений.

Наиболее рациональной является конструкция, состоящая из нескольких независи-

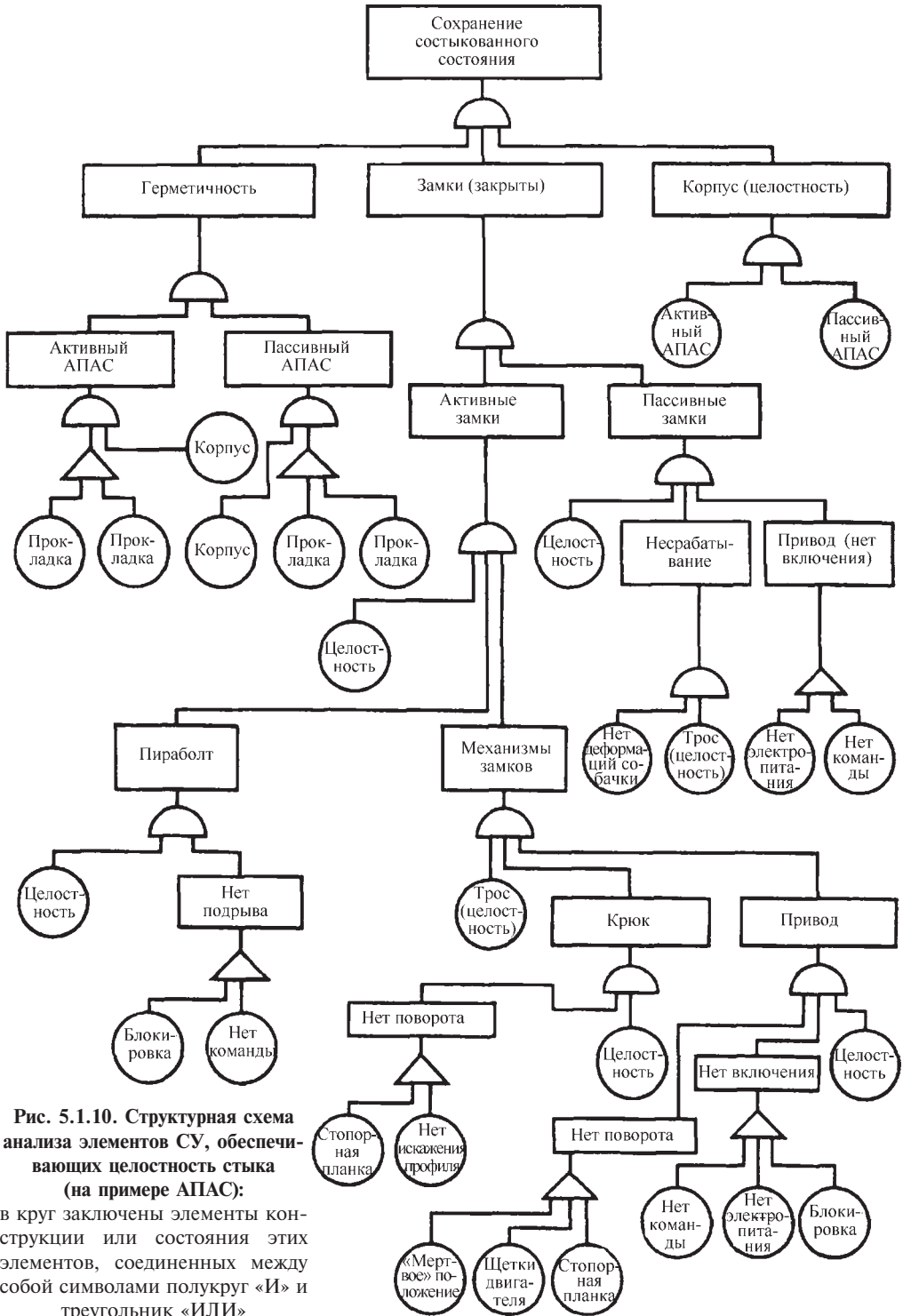


Рис. 5.1.10. Структурная схема анализа элементов СУ, обеспечивающих целостность стыка (на примере АПАС):

в круг заключены элементы конструкции или состояния этих элементов, соединенных между собой символами полукруг «И» и треугольник «ИЛИ»

мых комплектов замков. Средства резервной расстыковки этих комплектов, включая управление ими, также целесообразно структурно и функционально разделять. Комплекты или полуккомплекты могут быть расположены на АСА или на обоих состыкованных агрегатах.

Для исключения выдачи ложных или самопроизвольных команд в схемах управления приводами замков и резервными пиротехническими средствами необходима дублированная защита от непредусмотренного срабатывания, которая обычно реализуется в виде блокировок на выдачу команд на расстыковку; предусматривается, в частности, отключение электрического питания от схем управления приводам замков при полете в состыкованном состоянии.

При стыковке андрогинных СУ комплект замков на ПСА является резервным и может быть использован для исключения раскрытия стыка. Кроме того, в периферийных СУ возможно функциональное дублирование путем использования первичной механической связи, которая может предотвратить катастрофически быстрое разделение стыка при полном или частичном разрушении или раскрытии основных замков стыковочного шпангоута.

2. Резервирование в системе замков стыковочного шпангоута должно закладываться с учетом надежности выполнения всех трех функций: стыковки, сохранения состыкованного состояния и расстыковки. Резервирование средств, препятствующих случайному разделению стыка, как правило, уменьшает надежность расстыковки, а отказ при выполнении этой функции также относится к II или даже I категории критичности.

В созданных СУ возможно соединение трех механических связей (одной первичной и двух вторичных). Средства разделения всех связей обычно строятся так, что они дублированы на АСА, а третий комплект механизмов разделения размещается на ПСА, т.е. в общей сложности может предусматриваться девять комплектов механизмов разделения. Такое, в принципе, надежное и гибкое в управлении построение полностью не исключает, однако, отказов в разделении стыка, например при значительной адгезии в стыке или заедании направляющих штырей и других элементов. Функциональным дублированием в этом случае является использование привода СМ или давления в туннеле для расталкивания КА. Возможно также применение индивидуальных

дублирующих средств отделения элементов, которые могут препятствовать расстыковке.

3. В андрогинных СУ сохраняются потенциальные отказы, связанные с нарушением целостности стыка, отказы при расстыковке, а также следующие отказы, которые могут препятствовать его использованию как в активном, так и пассивном состоянии:

необратимая остановка привода СМ в выдвинутом или промежуточном положении кольца с направляющими;

заедание какого-либо элемента или другая причина, препятствующая совмещению поверхностей при сцепке;

заедание какого-либо элемента или другая причина, препятствующая совмещению стыков шпангоутов;

существенное повреждение деталей, обеспечивающих герметичность стыка.

При проектировании этих механизмов и элементов необходимо особенно тщательно исследовать их работоспособность и принимать все меры для исключения или уменьшения количества потенциальных отказов, например дублировать привод СМ, сокращать число выступающих элементов на стыке кольца и шпангоута и т.п.

При отказе привода СМ возможно использование АПАС в пассивном состоянии при отстреле кольца и взведении дополнительных пассивных направляющих.

4. Там, где это возможно, целесообразно применять функциональное резервирование, т.е. использовать механизмы не только по прямому назначению, но и для выполнения дополнительных операций. Например, в АПАС привод СМ кроме основной операции втягивания и выдвижения кольца выполнял принудительное выравнивание.

5. Резервирование широко используется в электрических схемах автоматики, коммутации приводов и индикации, это обычно сочетается с резервированием источников или шин питания с индивидуальными токовыми защитами, а также приводов, датчиков, концевых контактов и т.п. Схемы строятся с учетом резервирования, как правило, в соответствии с общим принципом построения электропитания и управления КА в целом.

6. Защелки СМ целесообразно резервировать, так как это повышает надежность сцепки при их заедании в обжатом положении. Однако при этом увеличивается вероятность несцепки при полном заедании защел-

лок. Тем не менее такое дублирование рационально, потому что частичное заедание защепок более вероятно. Обжатие защепок может происходить под действием силы соударения КА, достигающей величины в несколько тысяч и даже десятков тысяч ньютонов; с другой стороны, вход защепок в зацепление осуществляется силой пружин, не превышающей обычно 100 Н. Возможно также создание защепок с предохранением от заедания на ходе обжатия путем введения дополнительных подвижных или разрушающихся элементов.

7. Сцепке может препятствовать также необжатие рабочих элементов датчиков, например при заедании их штоков. Целесообразно обеспечивать возможность их обжатия путем установки датчика на упругом или разрушающемся элементе.

При конструировании следует создавать достаточно стабильное (прочные и жесткие) элементы (в первую очередь, кольца с направляющими), деформация которых может вызвать несцепку.

8. Несовмещение стыка может вызываться необжатием или невхождением ответных элементов на стыковочных шпангоутах. Поэтому толкатели снабжаются дополнительными дублирующими направляющими, электроразъемы при несстыковке утапливаются, не препятствуя завершению стягивания. Другие узлы (датчики, гидроразъемы и т.п.) также целесообразно устанавливать на отжимаемых или разрушающихся элементах. Вхождение направляющих штырей в гнезда обычно необходимо для выравнивания и стягивания шпангоутов, поэтому их конструкция должна быть как можно проще и иметь компенсаторы возможных искажений геометрии расположения.

9. Уплотнения, обеспечивающие герметичность стыка, обычно дублируются. Резервный комплект замков стыковочного шпангоута в случае негерметичности также может использоваться для увеличения силы обжатия уплотнения.

10. Следует применять резервирование в приводах с помощью шестерен и других видов дифференциалов, которые исключают их отказы при выходе из строя двигателей и связанных с ними быстровращающихся элементов, таких как шестерни, подшипники и т.п. Это предотвращает отказ привода как при заедании, так и поломке, а также обрыве цепей питания электродвигателей или коммутирующих

элементов. В последнем случае необходимо застопорить отказавшую часть редуктора, для чего применяют, например стопорные муфты. Такое построение дополнительно упрощает дублирование электрических схем питания и управления.

11. Там, где имеется возможность, целесообразно использовать ручные операции для дублирования работы механизмов, а также их инспекции. Например, открытие и герметизация крышек могут проводиться с помощью приводов и вручную, причем эти операции можно выполнять как изнутри КА, так и со стороны туннеля. Кроме того, надежность выполнения задачи повышается, если конструкция герметизирующих замков крышки допускает их разборку при отказе основного механизма.

5.1.4. ИСПЫТАНИЯ СИСТЕМ СТЫКОВКИ

Основной задачей всех видов испытаний является обнаружение ошибок проектирования и изготовление данной конструкции. Кроме того, задачей ряда испытаний является определение допустимого диапазона параметров или окружающих условий, в которых конструкция работоспособна, предельного ресурса работы, показателей надежности и т.д.

Организация и техника испытаний базируется на опыте отработки и контрольных проверок механизмов и приборов космической техники.

Объем и содержание испытаний должны быть обоснованы и детально увязаны с теоретическими исследованиями, анализом и расчетами нагрузок, прочности, кинематическими параметрами, динамикой стыковки и т.д.

На стадии проектирования СУ разрабатываются математические модели для теоретического анализа и определения: стыкуемости, сил взаимодействия, деформации амортизаторов, остаточных скоростей КА и параметров процессов управления. Экспериментальное подтверждение полученных результатов и испытание СУ проводятся на физических моделях — наземных стендах.

Все виды испытаний проводятся по соответствующим программам и методикам и делятся на автономные и комплексные. К автономным относятся:

- контрольные;
- отрабочные;
- квалификационные или зачетные;
- приемно-сдаточные испытания.

Комплексные испытания проводятся в составе КА:

на Земле (на контрольно-испытательной станции и на полигоне), а также на комплексных стендах;

в полете (летные испытания).

Содержание и объем испытаний. Автономные испытания включают в себя следующие основные группы проверок:

на сохранение работоспособности после прохождения цикла наземной подготовки (транспортирование, хранение, частичная выработка ресурса и др.);

на сохранение работоспособности после активного участка полета на РН (вибрации, перегрузки и др.);

на правильность выполнения электрических схем и их качество;

на выполнение заданных операций;

на устойчивость и работоспособность в космических условиях (вакуум, облучение, невесомость, нагрев и охлаждение);

на герметичность (для герметичных СУ).

Комплексные испытания системы стыковки на Земле проводятся в составе собранного КА для проверки всех основных и резервных операций с учетом взаимодействия с другими системами, принимающими участие в выполнении стыковки или просто работающих одновременно. Испытания проводятся как на этапе отработки в составе действующего аналога КА, так и при подготовке объекта к полету.

Виды испытательного оборудования. Для воспроизведения реального процесса работы СУ в наземных условиях используются как универсальное испытательное оборудование, так и специальные простые и комплексные стенды. Наибольшие трудности вызывает воспроизведение на Земле движения и взаимодействия КА при стыковке в условиях невесомости. Поэтому наибольшее внимание уделяется динамическим стендам.

Основными задачами на динамических стендах являются проверка амортизационной системы и воспроизведение процесса стыковки в целом.

В соответствии с этими двумя задачами испытания делятся на комплексные динамические испытания и на проверки амортизационной системы и отдельных амортизаторов. Проверка амортизаторов проводится на динамических стендах, воспроизведение процесса стыковки — на комплексных динамических стендах.

Комплексные динамические стенды являются аналогами математических моделей динамики стыковки. На них воспроизводятся:

основные инерционные, геометрические, жесткостные и некоторые другие характеристики КА;

относительное движение стыкуемых КА в невесомости;

начальные условия (относительное положение и скорости) в заданном диапазоне;

взаимодействие СА;

действие систем управления;

окружающие условия (вакуум, нагрев и охлаждение конструкции и т.п.).

Для регистрации результатов и их последующего анализа необходимо провести запись параметров процесса стыковки, работы конструкции и условий испытаний.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Бушуев К.Д. Технология стыковки (стыковка в космических проектах будущего) // Наука и жизнь. 1973. № 4. С. 6–16.
2. Вудсон У., Конвер Д. Справочник по инженерной психологии. М.: Мир, 1975. 544 с.
3. Гнеденко Б.В., Беляев Ю.К., Соловьев А.Д. Математические методы в теории надежности. М.: Наука, 1965. 524 с.
4. Зенкевич О. Метод конечных элементов в технике. М.: Мир, 1975. 544 с.
5. Космодром / под ред. А.П. Вольского. М.: Воениздат, 1977. 309 с.
6. Космонавтика. Маленькая энциклопедия / под ред. В.П. Глушко М.: Сов. энциклопедия, 1970. 610 с.
7. Космонавтика. Энциклопедия / под ред. В.П. Глушко. М.: Сов. энциклопедия, 1985. 528 с.
8. Легостаев В.П., Раушенбах Б.В. Автоматическая сборка в космосе // Космические исследования. 1969. VII. № 6. С. 56–59.
9. Семенов Ю.П., Горшков Л.А. Станция «Салют-6»: дом лаборатории, машина // Наука и жизнь. 1981. № 4. С. 44–53.
10. Сыромятников В.С. Стыковочные устройства космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1984. 216 с.
11. АПАС // Тр. XXIV конгресса ИФАК. Ереван, 1973. С. 121–127.
12. Сыромятников В.С. Андрогинное периферийное стыковочное устройство для ЭПАСа и в будущем // Доклад на X конгрессе МАФ. США, 1976.
13. Henley E.J., Kumanoto H. Reliability Engineering and Risk Assessment. Prentice-Hall, Inc, 1981, p. 568.

Глава 5.2

СРЕДСТВА ЖИЗНЕОБЕСПЕЧЕНИЯ

5.2.1. НАЗНАЧЕНИЕ

Средства жизнеобеспечения (СЖО) — комплекс систем, средств, оборудования и агрегатов, создающих для жизнедеятельности человека атмосферу и обеспечивающих потребности человека в воде, пище и санитарно-гигиенических процедурах в гермокабинах КА и в скафандрах.

Основное требование к СЖО — обеспечение возможности существования человека в условиях замкнутого объема — должно быть удовлетворено исходя из складывающегося массообмена человека с учетом параметров окружающей среды, режима труда и отдыха, индивидуальных особенностей организма. Примерный массоэнергетический баланс одного человека в условиях обитания на орбитальной космической станции (ОКС) на рис. 5.2.1.

Основные задачи СЖО по обеспечению жизнедеятельности экипажа КА (ОКС):

обеспечение экипажа кислородом для дыхания;

очистка атмосферы жилых отсеков от углекислого газа;

очистка атмосферы жилых отсеков от вредных газовых микропримесей, выделяемых экипажем и оборудованием;

контроль состава атмосферы по парциальным давлениям кислорода, углекислого газа, паров воды и содержанию вредных примесей;

контроль и регулирование общего давления атмосферы;

контроль герметичности гермоотсеков, в том числе в процессе стыковки;

снабжение экипажа станции холодной и горячей питьевой водой для питья, приготовления напитков и пищи;

обеспечение водой санитарно-гигиенических процедур экипажа;

обеспечение восполнения энергозатрат экипажа необходимыми пищевыми веществами;

обеспечение приема и сбора жидких и твердых отходов жизнедеятельности экипажа;

защита членов экипажа от неблагоприятных факторов воздействия окружающей среды в случае аварийных ситуаций;

обеспечение жизнедеятельности и работоспособности экипажа при выходе в открытый космос;

обеспечение дистиллированной (обессоленной) водой систем кислородообеспечения станции, основанных на электролизе воды;

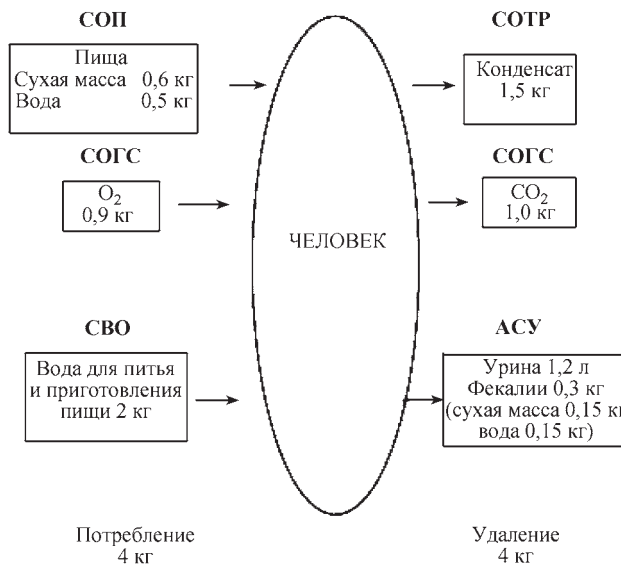


Рис. 5.2.1. Массоэнергетический суточный баланс человека



Рис. 5.2.2. Структурная схема СЖО КА

обеспечение водой полива растений (с появлением на КА оранжереи), потребности в мытье посуды и стирке белья.

Структура СЖО пилотируемого КА (ОКС) отражена на рис. 5.2.2.

Медико-технические требования к средствам жизнеобеспечения отражены в документе ГОСТ 50804–95 «Среда обитания космонавта в пилотируемом космическом аппарате. Общие медико-технические требования».

5.2.2. СРЕДСТВА ОБЕСПЕЧЕНИЯ ГАЗОВОГО СОСТАВА (СОГС)

СОГС обеспечивает потребности экипажа среднесуточно (из расчета на одного человека) в кислороде для дыхания 25 нл/ч (860 г/сут) и удаления углекислого газа 20 нл/ч (960 г/сут).

СОГС обеспечивают также удаление вредных газовых микропримесей, выделяемых экипажем (оксид углерода, аммиак, кетоны, альдегиды, спирты и т.д.) и неметаллическими материалами (растворители, продукты деструкции и т.д.) общей массой до нескольких граммов в сутки.

При этом предельный уровень допустимых парциальных давлений углекислого газа и вредных примесей в соответствии с медицинскими нормативами зависит от продолжительности полета. Согласно российским нормативам, при продолжительности полета до одного года парциальное давление CO_2 не должно превышать 6 мм рт. ст.

Диапазоны содержания кислорода в атмосфере гермокабин, обеспечиваемые СОГС, зависят от диапазонов общего давления атмосферы КА. При кратковременных полетах, когда общее давление может быть ниже давления земной атмосферы, парциальное давление кислорода может поддерживаться выше земного.

При общем давлении в гермоотсеках КА близком к земному, парциальное давление кислорода также должно поддерживаться в диапазоне близком к земному — от 140 до 200 мм рт.ст.

В СОГС различаются две группы систем и оборудования: системы и оборудование обеспечения O_2 , удаления CO_2 и вредных примесей, принципы работы которых связаны с продолжительностью полетов и количеством членов экипажа КА и оборудования; оборудование регулирования атмосферы и контроля ее давления и состава (клапаны, датчики, газоаналитическая аппаратура и т.д.), не зависящие от этих факторов.

Наиболее простыми системами обеспечения кислородом (используется газообразный и жидкий кислород и ряд кислородосодержащих веществ) и удаления углекислого газа и вредных примесей являются системы на основе запасов веществ.

Преимущества таких систем — простота конструкции, высокая степень надежности, малое энергопотребление. Основной недостаток — практически прямая зависимость массы системы от продолжительности полета и количества членов экипажа.

Наиболее простым способом очистки атмосферы от углекислого газа при наличии запасов кислорода является химическое поглощение CO_2 с помощью гидратов оксидов щелочных металлов, при этом расход щелочных веществ на связывание 1 кг CO_2 минимален в случае использования самого легкого металла — Li. Поглощение CO_2 происходит в соответствии с реакцией:



Для обеспечения работы в щелочные вещества вводятся связующие добавки и инерт-

ные наполнители. Расход поглотителя на основе LiOH составляет примерно 1,50 кг на 1 кг CO₂, а с учетом массы емкостей (коэффициент затраты массы емкостей на 1 кг поглотителя 0,4), составляет 2,1 кг на 1 кг CO₂.

Схема системы очистки атмосферы включает в себя вентилятор, прогоняющий атмосферу гермокабины через поглотительный патрон, заполненный гранулированным поглотителем LiOH.

Существенной особенностью надперекисей щелочных металлов является то, что они могут одновременно служить как источниками кислорода, так и поглотителями CO₂.

Относительная масса баков при использовании газообразного кислорода (коэффициент затраты массы на 1 кг кислорода) составляет примерно 2, для жидкого кислорода — 0,3, для перекиси водорода — 0,25, для воды — 0,2. Основным недостатком надперекисей и перхлоратов является невозможность использования имеющихся запасов кислорода в аварийных ситуациях — для наддува при разгерметизации кабины или для подачи в скафандр. Поэтому с точки зрения эксплуатации система с запасами газообразного кислорода для транспортных кораблей, продолжительность которых не превышает 10 суток, имеет преимущества перед системой с химическими веществами. Точно также эта система имеет преимущества перед криогенной системой с жидким кислородом. Недостатками криогенной системы являются сложность эксплуатации при заправке и хранении, жесткая зависимость расхода кислорода из бака со временем хранения на Земле и в полете.

Особое место среди веществ занимает перекись водорода, которая разлагается на катализаторе на воду и кислород с выделением тепла. Она имеет значительные весовые преимущества, однако к факторам, ограничивающим ее применение в СОГС, относится трудность хранения из-за саморазложения, взрывоопасность и требования высокой чистоты внутренних полостей баков и трубопроводов.

При использовании воды как источника кислорода (для ее разложения на кислород и водород в процессе электролиза) требуются фактические затраты электроэнергии около 200 Вт на одного человека, при других методах эти затраты не превышают нескольких ватт.

Из условий эксплуатации транспортного КА с учетом остальных факторов преимущества принадлежат системе с использованием га-

зообразного кислорода и химических поглотителей CO₂ на основе LiOH.

В системе удаления вредных примесей используются запасы активированного угля, поглощающего значительное количество вредных микропримесей и катализаторов для удаления водорода, оксидов углерода, аммиака, углеводородов.

Часть водорастворимых примесей поглощается водой, конденсирующейся из водяного пара атмосферы гермообъекта в агрегатах систем терморегулирования (СТР). Регенерационная система удаления вредных примесей с регенерируемыми в вакуум угольным адсорбером и холодным катализатором применялась на станции «Мир». Системы с использованием горячего катализатора установлены на МКС.

При увеличении продолжительности космических полетов масса и объем СОГС на основе запасов веществ быстро возрастают и становятся неприемлемыми. Поэтому для космических станций целесообразно применять СОГС на основе регенерации кислорода из выдыхаемых человеком углекислого газа (до 80 %) и из метаболической воды (общее выделение воды человеком превышает ее потребление на количество метаболической воды — до 0,4 кг/сут).

Общий технологический процесс регенерации кислорода включает в себя три стадии. На первой стадии необходимо удалить углекислый газ из атмосферы обитаемого отсека и сконцентрировать его в газовой смеси не менее, чем до 95 %. На второй стадии сконцентрированный углекислый газ подается на переработку с целью извлечения из него кислорода. Третья стадия — извлечение кислорода из воды (в том числе и образующейся в ряде процессов при переработке углекислого газа).

Создание регенерационных СОГС является комплексной научно-технической проблемой, включающей разработку процессов регенерации кислорода и разработку аппаратуры, позволяющей надежно осуществлять эти процессы в условиях невесомости, массовых и энергетических ограничений и специфики эксплуатации космического объекта.

Поскольку регенерационные СОГС помимо сложности разработки и отработки требуют значительных энергетических затрат, для космических станций были разработаны комбинированные СОГС, использующих как системы на запасах, так и системы регенерационного цикла. Это СОГС, использующие систе-

му удаления CO_2 на основе регенерируемых поглотителей с выбросом в заборный вакуум вместо его концентрирования и систему электролиза воды (из запасов или регенерированной из выделений человека).

Наиболее распространенные из физических адсорбентов — синтетические цеолиты, имеющие алюмосиликатную основу с ионами щелочных металлов. Емкость цеолитов по CO_2 (количество поглощенного вещества на единицу массы или объема сорбента) при постоянной температуре увеличивается с увеличением парциального давления CO_2 (изотерма адсорбции) и уменьшается при увеличении температуры при постоянном давлении (изобара адсорбции). Поэтому регенерацию цеолитов от поглощенного CO_2 можно проводить нагревом, вакуумированием или комбинированием этих способов.

При цикловой работе цеолитов (сорбция — регенерация CO_2) в зависимости от марки цеолита и условий регенерации удается реализовать величину емкости, равную нескольким процентам. Однако поскольку емкость цеолитов по CO_2 при поглощении влаги резко уменьшается, воздух перед очисткой от CO_2 необходимо осушать, для чего обычно применяются регенерируемые осушители — силикагели (обезвоженные гели кремниевой кислоты). Температура термической регенерации цеолитов от CO_2 обычно составляет 150°C , регенерации силикагелей от влаги — 100°C . В случае же попадания влаги в цеолит для восстановления его эффективности по CO_2 требуется подогреть его до $300\text{--}400^\circ\text{C}$.

Схема системы удаления и концентрирования CO_2 на основе цеолитов представлена на рис. 5.2.3. Система работает циклически. Один патрон поглощает CO_2 , другой регенерируется либо в космический вакуум без подогрева (в варианте удаления CO_2), либо термовакuumным способом с подогревом патрона и с откачкой из него CO_2 с высокой концентрацией последующим его концентрированием. Осушительные патроны также работают циклически — один поглощает влагу, другой — регенерируется выходящим из поглотительного патрона дополнительно подогретым газом (метод обратной продувки).

Система подобного типа применялась на станции «Скайлэб» и используется на американском сегменте МКС. Основной недостаток такой системы — падение емкости цеолита при попадании на него влаги в штатных ситуациях.

На российском сегменте МКС применяется система удаления углекислого газа с использованием специального класса поглотителей, емкость которых по углекислому газу не зависит от влаги, что значительно повысило эксплуатационную надежность системы.

Основной недостаток систем с твердыми поглотителями — циклическая подача CO_2 при концентрировании, что вынуждает вводить промежуточные емкости перед подачей CO_2 на переработку.

Система на основе жидких поглотителей лишена этих недостатков, однако более сложна из-за использования жидкости в невесомости.

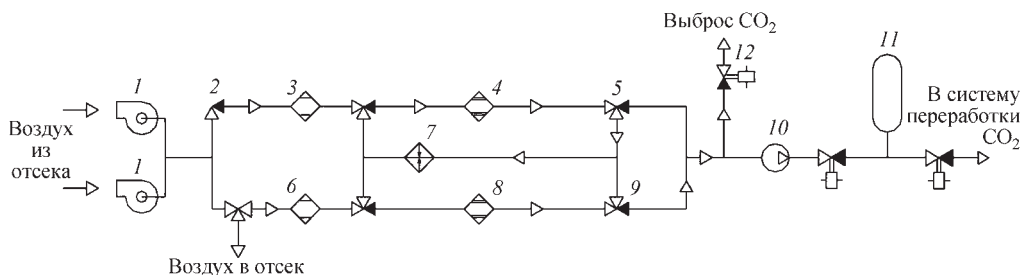


Рис. 5.2.3. Система удаления и концентрирования углекислого газа на основе твердых регенерируемых поглотителей:

1 — вентилятор прокачки воздуха отсека; 2, 5, 9 — распределительные клапаны; 3 — силикагелевый патрон поглощения паров воды (работающий); 4 — цеолитный патрон поглощения CO_2 ; 6 — силикагелевый патрон поглощения паров воды (регенерируемый); 7 — электронагреватель воздуха; 8 — цеолитный патрон поглощения CO_2 (регенерируемый в вакуум); 10 — компрессор CO_2 ; 11 — компрессор CO_2 ; 12 — электропневмоклапан

Электрохимические способы удаления CO_2 включают в себя поглощение CO_2 из воздуха щелочным электролитом, транспортировку ионов через электролизную мембрану, непроницаемую для воздуха, с выделением концентрированного CO_2 . Основная проблема этого метода — ресурс электродов.

Поскольку прямая диссоциация CO_2 требует очень высоких температур, применяются специальные методы регенерации кислорода из CO_2 . Одним из простейших является метод на основе реакции Сабатье — реакция CO_2 с водородом с получением воды и метана (рис. 5.2.4).

Расходуемая масса запасов воды составляет 0,5 кг на 1 человека в сутки (вместо 1 кг для систем на основе запасов).

При наличии полной регенерации кислорода из CO_2 расходуемая масса запасов воды может быть уменьшена до 0,17 кг на 1 человека в сутки. Одним из методов полной регенерации является реакция Боша — с образованием вместо метана оксида углерода и разложением его в реакторе Бодуара на CO_2 и углерод. Недостаток этого метода — осаждение углерода на катализаторе. Процесс разложения CO_2 до углерода будет перспективным после решения проблемы восстановления катализатора.

Возможно применение замкнутой системы регенерации кислорода методом высокотемпературного электролиза углекислого газа ($750\text{...}850\text{ }^\circ\text{C}$) на твердых керамических электролитах из окислов циркония.

Наиболее отработанный способ разложения воды — электролиз при нормальных температурах. Для обеспечения электропроводности воды в нее добавляют вещества, образующие электропроводный раствор — электролит, например, щелочь КОН. Энергозатраты на электролиз определяются вольтамперной характеристикой, существенно зависящей от конструкции электролизной ячейки, материалов электродов, типа электролизера.

Наиболее разработанными являются щелочные электролизеры с циркулирующей электролита. В таких электролизерах используются как сетчатые, так и пористые электроды. В наиболее простой конструкции с сетчатыми электродами из ячейки оба газа поступают в электролит, прокачиваются через холодильники, далее отделяются от электролита, который вновь поступает в электролизер. Кислород после очистки поступает в гермокабину, а водород выбрасывается за борт. Недостаток таких систем — большая масса и энергопо-

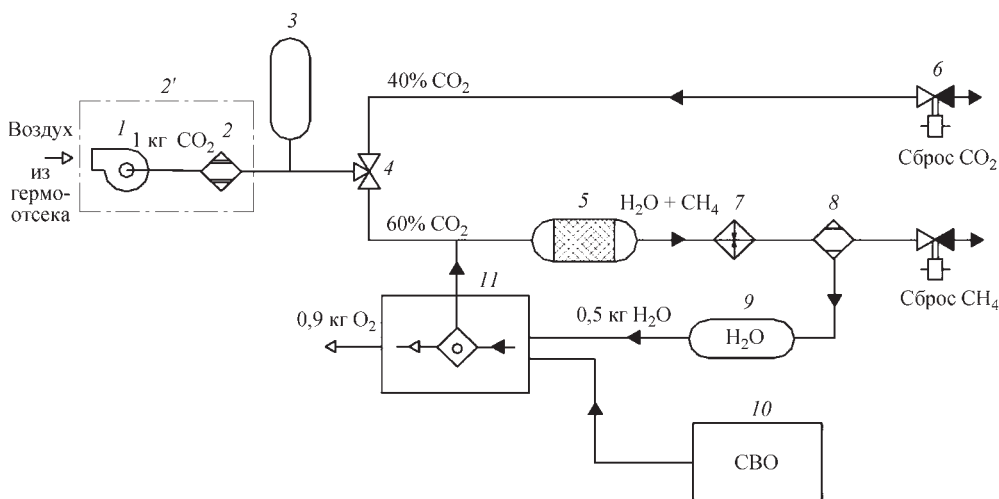


Рис. 5.2.4. Схема регенерации кислорода по реакции Сабатье:

1 — вентилятор; 2 — блок концентрирования CO_2 ; 2' — система концентрирования CO_2 ; 3 — сборник CO_2 ; 4 — распределительный клапан; 5 — реактор Сабатье; 6 — дренажный клапан; 7 — теплообменник-конденсатор; 8 — сепаратор воды от газа; 9 — емкость запасов воды; 10 — система водообеспечения; 11 — электролизер воды

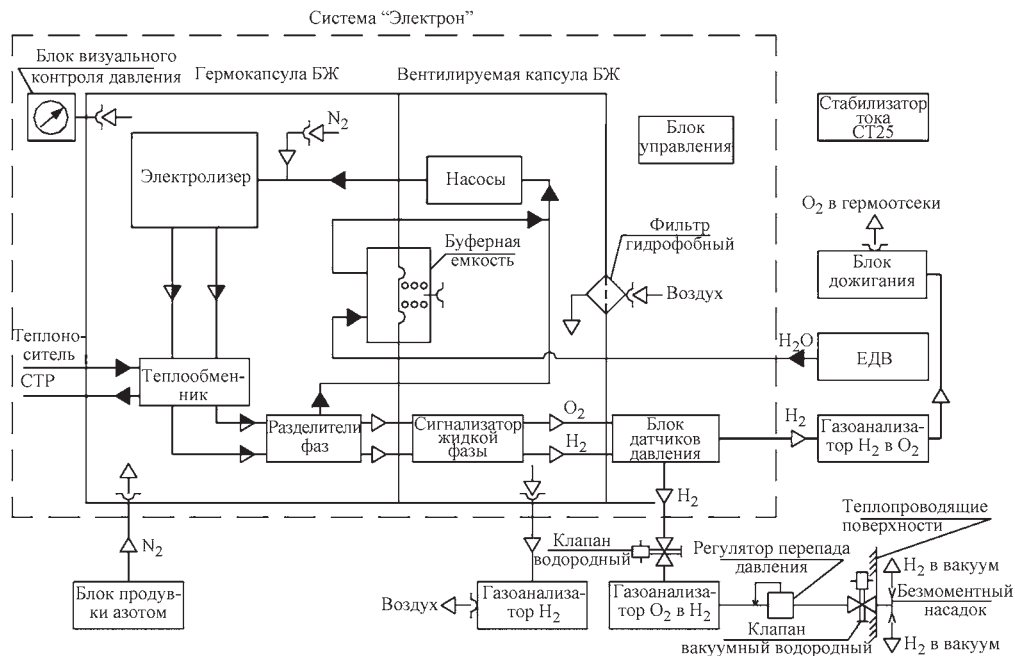


Рис. 5.2.5. Средства кислородообеспечения

требление, наличие опасной для человека щелочи в случае разгерметизации щелочных магистралей. Системы с щелочным электролитом требуют конструктивных и технологических мероприятий, препятствующих разгерметизации щелочных магистралей (все щелочные агрегаты помещены в герметичный контейнер, наддуваемый азотом под избыточным давлением).

Перспективными представляются системы электролиза воды с применением твердого электролита на основе ионообменных мембран и химически активных пористых электродов. Основные их преимущества в том, что они не содержат щелочи, однако для них требуется вода повышенной чистоты.

Высокотемпературный электролиз воды на твердых керамических электролитах (циркониевых) аналогичен высокотемпературному электролизу CO_2 .

Схема основных средств кислородообеспечения (СКО) на основе системы электролиза «Электрон-ВМ» для служебного модуля МКС представлена на рис. 5.2.5.

Помимо основной системы на основе электролиза кислорода, в состав СКО входят резервные средства на основе запасов твердых

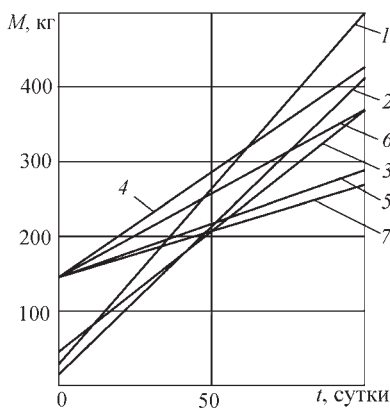


Рис. 5.2.6. Зависимость массы СОГС от продолжительности полета:

- 1 — газообразный кислород + химпоглонитель;
- 2 — надперекись калия;
- 3 — криогенный кислород + химпоглонитель;
- 4 — газообразный кислород + регенерируемый поглотитель;
- 5 — перхлорат лития + регенерируемый поглотитель;
- 6 — перекись водорода + регенерируемый поглотитель;
- 7 — вода + регенерируемый поглотитель

5.2.1. Массы расходуемых веществ в различных вариантах СОГС на основе запасов кислорода и кислородосодержащих веществ (на 1 человека в сутки)

Расходуемые вещества	Масса расходуемых веществ, кг/сутки			Применение на космических объектах
	Обеспечение O ₂	Удаление CO ₂	Суммарно	
Газообразный кислород и химпоглотитель CO ₂	2,7	2,1	4,8	«Меркурий», «Джемини», «Союз-ТМ»
Надперекись O ₂ и добавочный химпоглотитель CO ₂	3,7	0,4	4,1	«Восток», «Восход», «Салют»
Криогенный O ₂ и химпоглотитель CO ₂	1,2	2,1	3,3	«Аполлон», «Шаттл»
Газообразный кислород и регенерируемый поглотитель CO ₂	2,7	0,1	2,8	«Скайлэб», «Мир» (при использовании КА «Прогресс»)
Перхлорат лития и регенерируемый поглотитель CO ₂	2,2	0,1	2,3	«Мир» (резервная система)
Перекись водорода и регенерируемый поглотитель CO ₂	1,4	0,1	1,3	Проектная разработка для КА «Салют»
Вода и регенерируемый поглотитель CO ₂	1,2	0,1	1,3	«Мир», СМ МКС

источников кислорода (LiClO₄) и газообразного кислорода на корабле «Прогресс».

Характеристика вариантов СОГС представлена в табл. 5.2.1 и на рис. 5.2.6.

5.2.3. СРЕДСТВА ВОДООБЕСПЕЧЕНИЯ

Средства водообеспечения (СВО) пилотируемого КА (ОКС) могут быть построены на основе запасов воды (СВО-ЗВ); на принципе регенерации воды из влагосодержащих отходов жизнедеятельности экипажа и бортовых систем.

К влагосодержащим отходам жизнедеятельности экипажа и бортовых систем КА относятся в первую очередь:

конденсат атмосферной влаги (КАВ), т.е. вода, испаряемая человеком в атмосферу КА (собирается системой терморегулирования пу-

тем конденсации на холодных поверхностях теплообменников);

урина, выделяемая экипажем; санитарно-гигиеническая вода (СГВ) после ее использования в душе и умывальнике.

Кроме того, могут собираться и подвергаться переработке: транспирационная влага высших растений (при наличии на КА оранжеви); вода после стирки белья (в случае использования многоцветного белья); кухонная вода (при использовании многоцветной посуды); влага, получаемая при сушке фекальных масс.

На одного человека в сутки требуется 2,5 л питьевой воды (холодная и горячая) для питья и приготовления напитков и пищи (с учетом влагосодержания рациона питания) и до 4 л санитарно-гигиенической воды.

Средства водообеспечения на запасах воды. Наиболее простым способом водообеспе-

чения экипажа в полете является хранение и применение на борту запасов воды. *Преимущества:* относительная простота конструкции средств хранения и раздачи воды; минимальное энергопотребление СВО; минимальные затраты на разработку, изготовление, испытания и эксплуатацию СВО. *Недостатком* СВО, построенных на запасах, является большая масса. С учетом тары расходуемая масса СВО на 1 л потребляемой воды составляет 1,15...1,25 кг.

В СВО на запасах используется вода питьевая, консервированная ионами серебра с концентрацией от 0,2 до 0,5 мг/л для обеспечения ее длительного хранения в емкостях перед использованием.

На КА СВО обеспечивает только снабжение экипажа холодной (при температуре окружающей среды) водой для питья. На ОКС СВО, кроме того, может выполнять задачи снабжения экипажа водой для санитарно-гигиенических процедур, а также обеспечения водой электролизной установки для получения кислорода, для чего она очищается от растворенных примесей до кондиций дистиллированной воды.

Питьевая вода хранится в емкостях, которые включают в себя наружный металлический контейнер с помещенной внутри него эластичной оболочкой (или мембраной).

Гарантийный срок хранения воды в емкостях определяется временем, через которое количество микробных тел в пробах воды превысит количество, установленное нормативом на качество питьевой воды (их количество не должно превышать 50 колониеобразующих единиц в миллилитре питьевой воды).

Необходимый гарантийный срок хранения воды питьевого качества в емкостях обеспечивается подбором материалов; специальной технологией обработки поверхностей, контактирующих с водой (обезжиривание, отмывка, обеззараживание); специальной технологией подготовки воды и средств для заправки емкостей. Емкости и арматура (шланги, переходники), применяемые в системах СВО, снабжены герметичными самозапирающимися разъемами, предотвращающими попадание воды в атмосферу КА при подстыковке арматуры к емкостям.

Регенерационные системы СВО: система регенерации питьевой воды из конденсата атмосферной влаги; система регенерации воды

из урины и система регенерации санитарно-гигиенической воды.

Система регенерации состоит из подсистемы предварительной обработки влагосодержащих продуктов жизнедеятельности экипажа и бортовых систем, предназначенной для предотвращения химического и бактериологического разложения исходного продукта переработки при его хранении до процесса регенерации и подсистемы переработки продукта; подсистемы утилизации и хранения отходов процесса переработки; подсистемы хранения и расходования конечного продукта переработки.

Наиболее отработано к настоящему времени на российских ОКС получение питьевой воды из конденсата атмосферной влаги (КАВ). Конденсат образуется на холодных поверхностях агрегатов системы терморегулирования КА, обеспечивающих температурно-влажностный режим в КА, и перекачивается либо в сборники конденсата для последующего удаления из КА, либо в систему регенерации воды из КАВ для переработки в питьевую воду.

Наличие на борту такой системы позволяет обеспечить возврат в СВО ОКС (и, соответственно, сократить доставку воды) до 50 % и более. При этом доставка сменного оборудования и материалов для обеспечения функционирования системы составляет 0,15...0,1 кг/л получаемой воды. При наличии же СВО-3В требуется доставка грузов 1,15...1,2 кг/л потребляемой воды и, кроме того, доставка емкостей для сбора конденсата в системе СТР из расчета 1,5 кг на человека в сутки.

КАВ содержит в своем составе преимущественно летучие, растворимые в воде органические соединения: аммиак, спирты, альдегиды, кетоны, органические кислоты. Кроме того, в состав КАВ входят растворимые в воде вещества, попадающие в конденсат в самих теплообменниках, сборниках и устройствах перекачки конденсата СТР. Часть веществ, содержащихся в конденсате, диссоциирует в растворе (электролиты).

Принятым на российских КА способом очистки КАВ от примесей является сорбционный метод. Конденсат пропускается через слой ионообменных смол для удаления электролитов, вещества не ионной природы удаляются при пропускании КАВ через слой активированного угля. Система, работающая на данном способе очистки, сравнительно проста

конструктивно, малоэнергоёмка и обеспечивает практически 100 %-ный выход очищенной воды (рис. 5.2.7).

Кабинный воздух, содержащий пары воды, вентиляторами прогоняется через теплообменник, на холодных поверхностях которого происходит конденсация влаги. Влага собирается во влагосорбники СТР, откуда насосом в виде газожидкостной смеси (ГЖС) подается либо в сборник КАВ, либо на очистку в систему регенерации воды. Подсистема регенерации питьевой воды из конденсата на рис. 5.2.7 ограничена пунктирной линией. Конденсат фильтром очищается от механических примесей. В блоке разделения и перекачки конденсата (БРПК) проводится разделение фаз ГЖС: отделенный от капельной влаги воздух выбрасывается вновь в кабину КА, а КАВ насосом БРПК прокачивается через блок колонок очистки (БКО), в котором очищается от растворенных примесей, и блок конденсирования воды (БКВ), где проводится контроль качества очистки (по параметру электропроводности) и минерализация воды, т.е. насыщение ее минеральными солями до соответствия качеству питьевой воды. Полученная в результате питьевая вода накапливается в контейнере питьевой воды (КПВ), откуда расходует экипажем с помощью блока раздачи и подогрева (БРП): имеется возможность дозированного получения горячей воды с температурой до 85 °С или теплой с температурой до 36 °С. Некачественная или избыточная (после заполнения КПВ) вода сбрасывается в контейнеры технической

воды (КТВ), откуда забирается на повторную регенерацию.

Обеззараживание воды проводится путем ее пропускания через шихту, содержащую соли серебра, а также пастеризацией непосредственно перед потреблением.

Система регенерации воды из урины позволяет замкнуть круговорот воды на борту КА (совместно с системой регенерации воды из КАВ) до 95...98 %. В составе урины преобладают нелетучие соединения: мочевины, хлористый натрий, фосфаты и сульфаты. Так как урина даже при кратковременном хранении химически нестабильна, при ее поступлении в систему проводятся мероприятия по предварительной обработке (консервации) урины. Для получения из урины воды на борту КА могут использоваться методы атмосферного выпаривания через полупроницаемые мембраны, вакуумно-парокомпрессионный метод и электрохимический метод (электродиализ) (рис. 5.2.8).

Фекалии и урина в систему поступают в потоке воздуха. Фекалии собираются в специальные сборники, после заполнения которых удаляются со станции на грузовом корабле. В приемный тракт урины подается консервант со смывной водой, очищающий приемный тракт от урины и предотвращающий химическое и бактериальное разложение урины при ее хранении до переработки.

После отделения в сепараторе консервированной урины от транспортного воздуха урина поступает в накопитель, откуда забирается на переработку. Транспортный воздух де-

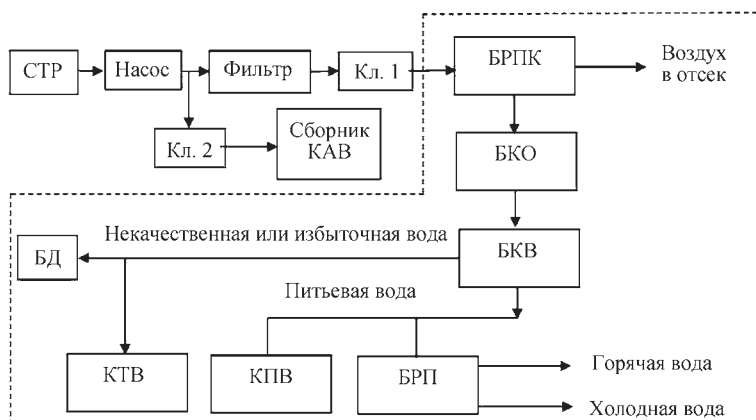


Рис. 5.2.7. Система получения питьевой воды из КАВ станций «Мир» и МКС (рассчитана на экипаж от 3 до 6 человек)

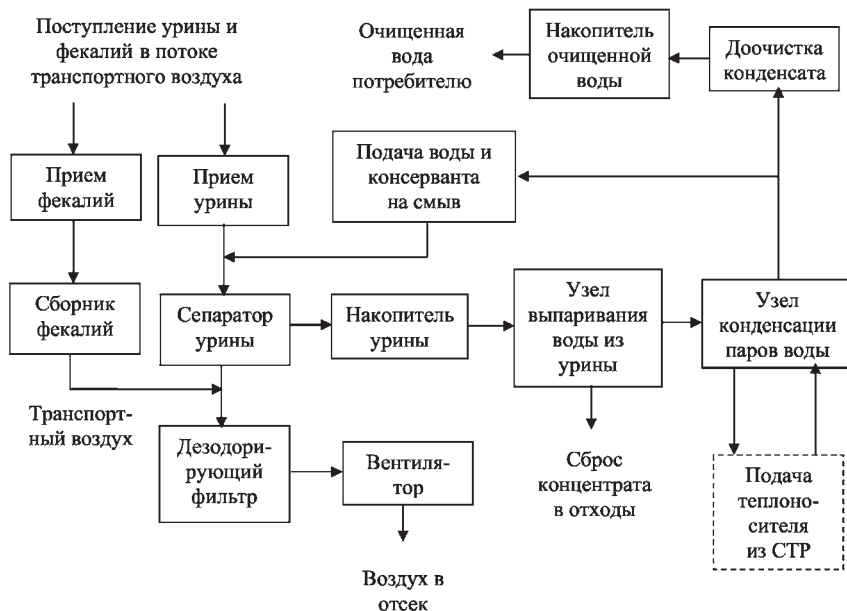


Рис. 5.2.8. Структурно-функциональная схема СРВ-У с СПК-У

зодорирующим фильтром очищается от запахов и выбрасывается вентилятором в отсек. Урина подвергается процессу переработки по методу атмосферной дистилляции через полупроницаемые мембраны. Полученная в результате процесса очищенная вода расходуется для получения кислорода в электролизере, хотя после насыщения ее солями жесткости и обеззараживания может подаваться в питьевой контур СВО. Остаток перерабатываемой урины, содержащий в концентрированном виде вредные химические соединения, сбрасывается в отходы.

Данная система обеспечивала извлечение из урины до 80 % воды. Основными ее недостатками были высокое удельное энергопотребление (1380 Вт·ч/л воды) и значительная продолжительность процесса дистилляции (16...18 ч на 5 л воды), а также небольшой гарантийный срок эксплуатации полимерных полупроницаемых мембран. Эти недостатки привели к заниженной итоговой эффективности СРВ-У на станции «Мир» (50 % от запланированной) и высоким удельным массозатратам (0,49 кг/л регенерированной воды).

Целесообразно применение более эффективного метода вакуумно-парокомпрессион-

ной дистилляции. Модернизированная СРВ-УМ с вакуумно-парокомпрессионным узлом дистилляции обеспечит при более высокой степени извлечения воды из урины (90 %) в 6,5 раз меньшее удельное энергопотребление (до 200 Вт·ч/л воды), в 9 раз меньшую продолжительность дистилляции (2...2,5 ч на 5 л воды) и снижение удельных массозатрат (0,15...0,2 кг/л регенерированной воды).

Системы регенерации санитарно-гигиенической воды (СГВ) позволяют перерабатывать и возвращать для повторного использования воду, расходуемую экипажем для приема водных процедур в умывальнике и душе. В составе загрязненной СГВ наблюдаются механические примеси (волосы, эпителий и т.д.), жиры, хлориды, мочевины и др. В связи с большим количеством органических веществ в ее составе необходима предварительная обработка (консервация) отходов для предотвращения развития микроорганизмов. Впервые экспериментальная система регенерации СГВ эксплуатировалась на станции «Мир», обеспечивая работу душевого и умывального устройств. Система была построена на принципе сорбционной очистки воды от загрязнений.

Организация водоснабжения на борту ОКС требует применения комбинированных

СВО, включающих в себя как регенерационные системы, так и системы на запасах воды. Последние служат резервными на случай отказа основных регенерационных систем.

5.2.4. САНИТАРНО-ГИГИЕНИЧЕСКОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Санитарно-гигиеническое оборудование транспортных кораблей типа «Союз» состоит из ассенизационно-санитарного устройства (АСУ), предназначенного для сбора, изоляции и хранения отходов жизнедеятельности экипажа.

Санитарно-гигиеническое оборудование ОКС состоит из АСУ, контейнеров бытовых отходов (КБО), пылесоса и ряда других систем, наличие которых на борту ОКС определяется задачами и конфигурацией станции.

АСУ ОКС состоит из отдельных узлов и блоков, соединенных между собой гибкими шлангами с быстроразъемными штуцерами. Упрощенная пневмогидравлическая схема АСУ представлена на рис. 5.2.9.

Функционирование АСУ осуществляется автоматически. При открытии крана М-приемника начинают работать вентилятор, создающий поток транспортного воздуха в магистралях, разделитель, отделяющий жидкость от воздуха, и дозатор, подающий в магистраль консервирующий раствор. Урина, поступаю-

щая в М-приемник, захватывается потоком воздуха, создается потоком вентилятором, и транспортируется в разделитель. Одновременно в разделитель из дозатора подается смесь смывной воды и консерванта. В разделителе происходит разделение газожидкостной смеси. Жидкость (смесь урины, смывной воды и консерванта) поступает в емкость для сбора урины (ЕДВ-У), а отсепарированный воздух проходит через твердник СОТ и воздушный фильтр, после чего выбрасывается в атмосферу отсека.

Сбор твердых отходов осуществляется с помощью специальных одноразовых вкладышей с воздухопроницаемым дном, которые устанавливаются в приемник, расположенный на контейнере твердых отходов (КТО). После завершения дефекации вкладыш сдергивается с места крепления и потоком воздуха увлекается внутрь КТО. При закрытии крана М-приемника отключаются вентилятор, разделитель и дозатор.

Устройство рассчитано на среднесуточное поступление урины в количестве 1,2 л, фекалий — 0,3 л от одного человека.

Контейнер бытовых отходов предназначен для сбора остатков пищи, упаковки, отслуживших средств и предметов личной гигиены, одежды и других отходов бытового происхождения. КБО представляет собой прорези-

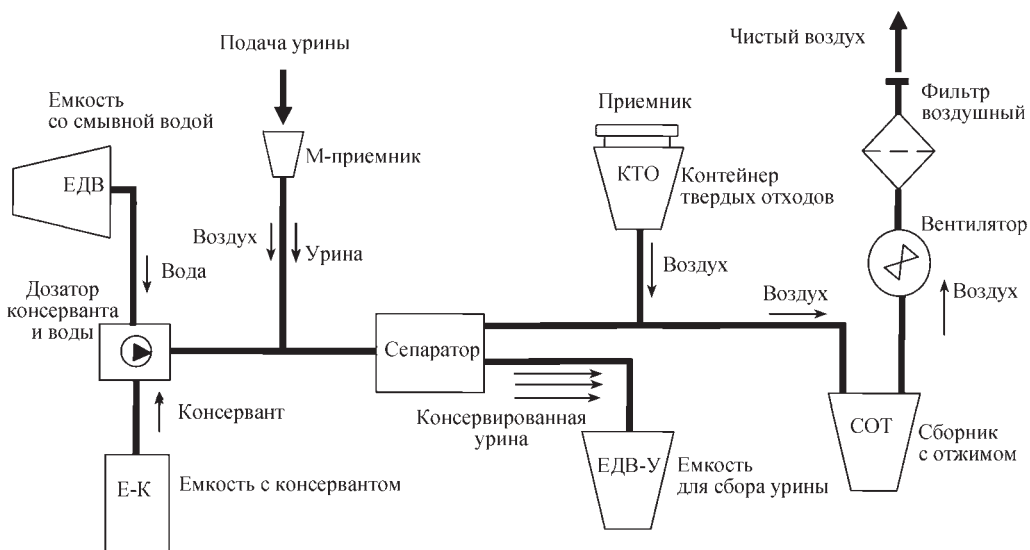


Рис. 5.2.9. Принципиальная пневмогидравлическая схема АСУ

ненный мешок объемом около 25 л с герметизируемой горловиной.

Пылесос предназначен для локальной очистки поверхностей и воздуха от пыли и других инородных частиц.

Сауна предназначена для проведения экипажем тепловых процедур и состоит из жесткой цилиндрической кабины, воздуховода, вентилятора и подогревателя воздуха.

Сушильная камера предназначена для извлечения воды из влагосодержащих текстильных материалов путем испарения влаги в атмосферу и представляет собой ферменную конструкцию открытого типа с вентилятором.

5.2.5. СРЕДСТВА ИНДИВИДУАЛЬНОЙ ЗАЩИТЫ

В качестве средств индивидуальной защиты используются спасательный и выходной скафандры.

Спасательный скафандр, использующийся на борту пилотируемого КА, предназначен для защиты космонавта в случае разгерметизации кабины на участках выведения, стыковки, расстыковки и спуска.

По конструкции спасательный скафандр представляет собой мягкую герметичную оболочку, выполненную в соответствии с антропометрическими размерами человека. Для обеспечения сочетаемости с креслом КА, что необходимо на участках выведения, спуска и приземления, скафандр имеет мягкий шлем, изготавливаемый заодно с корпусом скафандра. Перчатки скафандра съемные. Оболочка скафандра имеет несколько слоев — силовая оболочка, герметичная оболочка, вентиляционный костюм, подкладка. При работе космонавта в скафандре в герметичной кабине скафандр вентилируется кабинным воздухом с помощью бортовой вентиляционной установки. В случае разгерметизации кабины необходимые условия для жизнедеятельности в скафандре обеспечиваются бортовой системой.

В зависимости от необходимого времени работы космонавтов в разгерметизированной кабине бортовая система может быть основана либо на запасах кислорода, подаваемого в скафандр, работающий по открытой схеме вентиляции с расходом не менее 20 л/мин, либо может быть замкнутой регенерационной системой, обеспечивающей восстановление циркулирующего в скафандре газа — удаление углекислого газа, вредных примесей и

влаги, выделяемых человеком, обогащение кислородом и удаление выделяемого человеком тепла с помощью бортовой системы терморегулирования.

При работе в разгерметизированной кабине в скафандре поддерживается кислородная атмосфера с давлением 280...310 мм рт. ст. Время работы в разгерметизированной кабине в скафандре, работающем по открытой схеме вентиляции с расходом 20...25 л/мин — до двух часов, при использовании замкнутой регенерационной системы — до 20 часов.

Выходной скафандр, использующийся на борту ОКС, предназначен для обеспечения выхода космонавта в открытое космическое пространство с целью проведения научно-исследовательских, ремонтно-профилактических и других работ на внешней поверхности станции.

По конструкции выходной скафандр представляет собой полужесткую герметичную оболочку, выполненную в соответствии с антропометрическими размерами человека, он имеет жесткую кирасу и мягкие оболочки рукавов и штанин. Автономная система жизнеобеспечения расположена в ранце, который является крышкой входного люка, обеспечивающего вход в скафандр и выход из него. Система является замкнутой регенерационной системой, основанной на использовании: патрона — поглотителя углекислого газа, который может быть как регенерируемым на борту станции, так и не регенерируемым; запаса кислорода в баллонах высокого давления; запаса воды, обеспечивающей работу теплообменника скафандра. В процессе шлюзования скафандр связан с бортовыми системами терморегулирования, энергопитания, радиосвязи, телеизмерений и управления бортовым комплексом.

Время автономной работы в открытом космосе — до 7 ч, время работы на борту в процессе шлюзования — до 2,5 ч.

Автономная система жизнеобеспечения скафандра состоит из следующих систем: очистки атмосферы; кислородного обеспечения; терморегулирования; энергопитания; а также датчиковой аппаратуры и пультов управления. Скафандр также имеет систему радиосвязи, телеизмерений, антенно-фидерное устройство, систему контроля медицинских параметров.

Скафандр допускает многократное его использование разными членами экипажа. Гарантийный срок эксплуатации скафандра —

3 года. В течение этого времени в нем можно осуществить 12 выходов в космос. Скафандр предусматривает подгонку его по росту, он имеет съёмные гермоперчатки, которые заменяются на новые при каждом выходе в космос.

5.2.6. СРЕДСТВА ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПИТАНИЕМ

Средства обеспечения питанием (СОП) включают в свой состав рацион питания (РП), агрегаты и расходимые элементы, функционально обеспечивающие хранение, приготовление и потребление продуктов РП, а также сбор остатков упаковки продуктов и пищевых отходов.

СОП развивались по мере накопления знаний о функционировании организма в условиях невесомости, развития космических программ и разработки новых технологий по повышению микробиологической надёжности, увеличению гарантийных сроков хранения продуктов в условиях окружающей среды.

РП предназначен для восполнения энерготрат космонавтов (из расчета среднесуточных затрат 2,7...3,2 Мкал), обеспечения необходимыми пищевыми веществами, психологической поддержки. При нахождении космонавтов в КА более 7 суток обеспечивается возможность подогрева продуктов. РП является совокупностью суточных рационов питания (СРП) — наборов продуктов на одного оператора на одни сутки, сбалансированный по основным пищевым веществам. На начальном этапе развития пилотируемой космонавтики в бортовом рационе питания были консервированные пюреобразные и желеобразные продукты, упакованные в тубы. Далее в рационе появились кондитерские продукты, фруктовые десерты, мясные консервированные продукты в банках. С увеличением длительности полетов появилась необходимость иметь на борту горячую пищу. Уже на кораблях «Союз» был установлен подогреватель пищи, позволявший разогревать продукты в тубах: первые блюда, напитки, пюреобразные вторые блюда.

Для ОКС был введен принципиально новый рацион, составленный из шестисуточного меню, включавший более 80 наименований блюд и до 60 % продуктов сублимационной сушки: первые обеденные блюда, вторые блюда, каши, гарниры, молочные продукты и напитки, соки.

Для разнообразия РП, снижения его приедаемости, сверх РП поставлялись продукты, имеющие меньшие сроки хранения, чем РП, свежие плоды и овощи. Для хранения таких продуктов на станции «Мир» использовался бортовой холодильник.

На МКС используется 10-ти суточный рацион питания, включающий около 200 наименований продуктов. Масса РП не более 1,8 кг на человека в сутки. Для обводнения сублимированных продуктов РП требуется более 1 л воды на человека в сутки (в основном, горячей). Доставка и хранение продуктов осуществляются в складных контейнерах, которые после использования можно сложить для уменьшения занимаемого объема.

Вскрытие упаковок продуктов и обеспечение приема пищи операторов осуществляется средствами приема пищи (СПП), куда входят: ложка, вилка, ножницы для вскрытия полимерных упаковок, консервовскрывать для вскрытия банок, приспособление для вскрытия туб. После приема пищи СПП обрабатываются марлевыми салфетками.

В состав СОП входит электроподогреватель для разогрева продуктов в консервных банках и хлеба. Горячая и теплая вода для обводнения продуктов сублимационной сушки подается из системы регенерации воды из конденсата атмосферной влаги.

Результаты отработки и опытной эксплуатации быстрозамороженных продуктов (БЗП) показали, что наряду с очевидными преимуществами БЗП (более высокое вкусовое качество, повышенная пищевая ценность, более лучшая усвояемость) имеются существенные недостатки при их использовании: недостаточная надёжность сохранности качества, большой коэффициент массы конструкции, повышенное энергопотребление, большие временные затраты на приготовление. В условиях регулярной доставки экипажам продуктов дополнительного набора и свежих плодов и овощей внедрение этих продуктов в штатную эксплуатацию на ОКС признано нецелесообразным.

При разработке СОП перспективных изделий необходимо решение задач увеличения гарантийных сроков хранения продуктов и РП; расширения ассортимента продуктов, включая использование выращиваемой на борту витаминной зелени (с помощью бортовой оранжереи); сокращения времени приготовления продуктов к потреблению.

5.2.7. КОМПЛЕКСЫ СРЕДСТВ
ЖИЗНЕОБЕСПЕЧЕНИЯ
И КОМПЛЕКСНЫЕ
МЕДИКО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ИСПЫТАНИЯ

Выбор оптимального варианта комплекса СЖО определяется задачей КА, длительностью полета, возможностями бортовых систем энергопотребления и терморегулирования.

Для транспортных кораблей с кратковременным пилотируемым полетом используются СЖО на основе запасов веществ. На рис. 5.2.10 представлена принципиальная схема таких СЖО для корабля «Союз-ТМ».

Одними из важнейших для ОКС являются эксплуатационные характеристики комплексов СЖО — ремонтпригодность, управляемость, надежность, безопасность. В комплекс СЖО станции «Мир» были заложены два основных принципа — многофункциональность систем и их независимость друг от друга. К этой основной концепции необходимо добавить и новые положения — повышенные комфорт и безопасность среды обитания. Все эти принципы заложены в полурегенерационном комплексе СЖО российского сегмента МКС.

На рис. 5.2.11 представлена схема комплекса СЖО модуля жизнеобеспечения МКС, основанного на частичной регенерации кислорода по циклу Сабатье и на полной регенерации воды. Полностью замкнутый комплекс СЖО по газу и воде сложнее, но обеспечивает минимальный переменный вес запасов веществ.

Более сложным являются замкнутые биолого-технические комплексы СЖО, в которых регенерация атмосферы, воды и части пищи осуществляются за счет использования водорослей и растений по круговороту подобному земному. Но энергетические и массовые характеристики систем жизнеобеспечения физико-химических систем в несколько раз меньше, чем систем биолого-технического комплекса. Биолого-технический комплекс СЖО станет целесообразным для больших баз и станций с экипажем в несколько сотен человек. В то же время для обеспечения комфорта в состав физико-химических СЖО целесообразно включать «витаминную» оранжерею и использовать микродобавки биологически активных соединений в регенерированной воде и атмосфере.

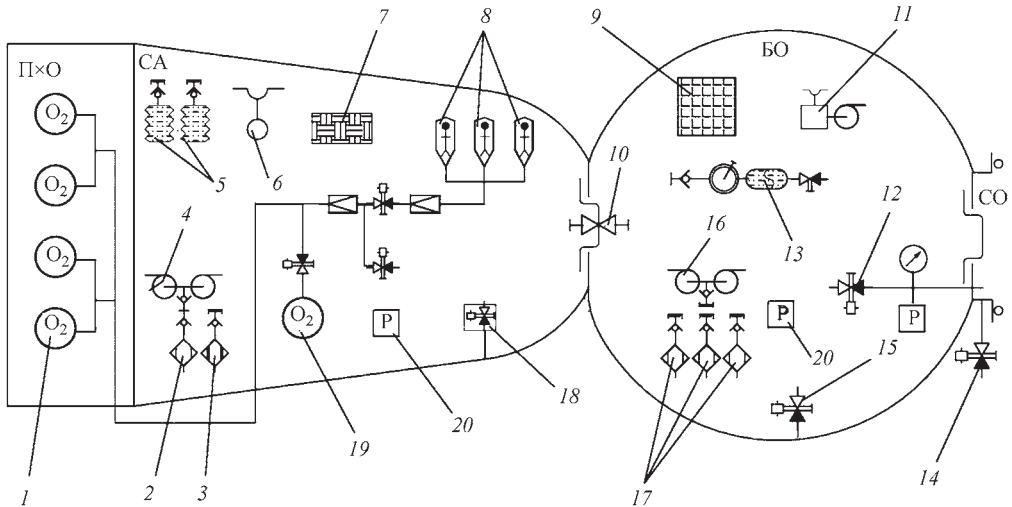


Рис. 5.2.10. Комплекс средств жизнеобеспечения корабля «Союз»:

- 1 — запасы кислорода; 2, 17 — химпоглотители CO₂; 3 — регенератор кислорода; 4 — блок вентиляторов; 5 — расходные емкости с водой; 6 — мочеприемник; 7 — газоанализатор; 8 — скафандры; 9 — рационы питания; 10 — клапан выравнивания давления между СА и БО; 11 — ассенизационно-санитарное устройство; 12 — средства контроля герметичности стыка; 13 — система «Колос-5Д» с запасами воды; 14 — клапан сброса давления из СО; 15 — клапан сброса давления из БО; 16 — блок вентиляторов; 18 — блок регулирования давления; 19 — средства подачи газовой смеси; 20 — датчик давления

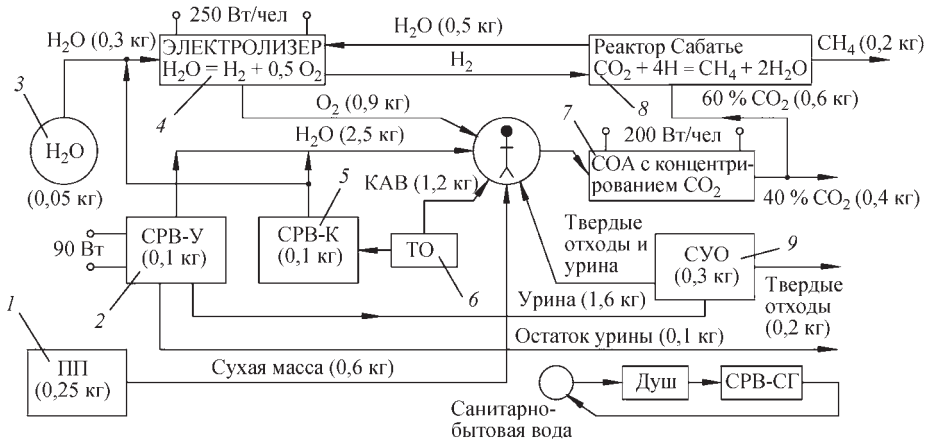


Рис. 5.2.11. Принципиальная схема комплекса СЖО модуля УСМ МКС (частично замкнутый комплекс СЖО):

1 — продукты питания; 2 — система регенерации воды из урины; 3 — запасы воды; 4 — электролизер воды; 5 — система регенерации воды из конденсата; 6 — теплообменник-осушитель; 7 — система концентрации CO_2 ; 8 — реактор Сабатье; 9 — система удаления отходов

Сложная завязка систем и агрегатов комплекса СЖО помимо наземной автономной обработки требует проведения комплексной экспериментальной обработки и проверки, программа которых имеет ряд особенностей по следующим причинам:

замыкающим звеном СЖО является человек как потребитель и как источник продуктов жизнедеятельности, состав и количество которых зависят от условий среды и режимов работы человека;

при полете на КА опасные для жизни экипажа ситуации могут вызываться не только внутренними причинами (отказами систем СЖО), но и внешними (разгерметизация, пожар и т.д.).

Поэтому СЖО подвергаются специальным медико-техническим испытаниям, в цели которых входят:

проверка соответствия заданным нормам комплекса параметров обитаемой среды в КА, обеспечиваемых СЖО и СТР во взаимодействии по программе реального полета;

уточнение количественных характеристик массообмена «экипаж-СЖО»;

оценка удобства пользования, управления и обслуживания СЖО экипажем, включая ремонтные работы;

отработка действий экипажа и мероприятий по его спасению в нерасчетных ситуациях

(при отказах систем СЖО, разгерметизации и т.д.).

СЖО подвергаются комплексным медико-техническим испытаниям на экспериментальных установках (ЭУ), состоящих из экспериментального изделия (ЭИ) и комплекта наземного испытательного оборудования.

ЭИ представляет собой натурный макет ОКС, КА или шлюзового отсека со штатным интерьером, укомплектованный в полном объеме СЖО и взаимосвязанными с СЖО агрегатами других систем (система обеспечения теплового режима, система управления бортовым комплексом, система измерений, медицинское оборудование), прошедшими необходимый объем заводских и автономных испытаний.

Агрегаты и приборы КА, расположенные в гермомодуле, и не подлежащие оценке в этих испытаниях, устанавливаются в виде весо-габаритных макетов или тепловых имитаторов. Для обеспечения испытаний ЭИ дополнительно укомплектовывается системами телевизионного контроля, связи и аварийной сигнализацией.

В состав наземно-испытательного оборудования входят барокамера с комплектом вакуумного оборудования, система аварийного наддува барокамеры, отсеков ЭИ и скаффандров, система управления агрегатами и оборудованием ЭУ, система измерений, регистра-

ции и обработки информации, наземная система терморегулирования, система отбора газовых проб, средства химического анализа проб газа и воды и другие системы, позволяющие осуществлять контроль функционирования СЖО, измерение параметров обитаемой среды и медицинский контроль физиологического состояния испытателей.

Комплексные медико-технические испытания СЖО КА проводятся в барокамере при давлении, обеспечивающем безопасность проведения испытаний (исключение обратного перепада на ЭИ). Комплексные медико-технические испытания средств индивидуальной защиты и средств обеспечения шлюзования и выхода, расположенные в СЖО, проводятся в барокамере при давлении до $1 \cdot 10^{-2}$ мм рт. ст.

Комплексные медико-технические испытания проводятся в три этапа:

технические эксперименты, целью которых является проверка работоспособности и определение основных характеристик систем; испытания с участием испытателей по штатной программе полета;

испытания с имитацией нештатных расчетных ситуаций (отказ отдельных систем и агрегатов СЖО, разгерметизация отсека и т.п.).

Комплексные медико-технические испытания являются завершающим этапом отработки СЖО.

По окончании испытаний ЭУ используются для сопровождения натурных испытаний с воспроизведением ситуаций, возникающих на борту ОКС, а также для тренировок космонавтов по отработке навыков по обслуживанию СЖО и действий по устранению нештатных ситуаций.

Глава 5.3

СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

5.3.1. ОСНОВНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ И СТРУКТУРА

Система электроснабжения (СЭС) — одна из основных систем, обеспечивающих функционирование КА. Важнейшими показателями системы являются удельная мощность (Вт/кг) и ресурс работы.

Диапазон мощности СЭС КА составляет от нескольких десятков ватт до десятков киловатт, а в отдельных случаях — до сотни киловатт.

Номинальные значения напряжения на постоянном токе составляют 28,5 В (с допустимым диапазоном регулирования от +12 до -20 %); 60 В (± 10 %); 120 В (± 10 %). Нормы качества для напряжений выбираются из следующих рядов: установившиеся отклонения: ± 2 , ± 5 , ± 10 %; переходные отклонения: ± 10 , ± 15 , ± 20 , ± 30 %; время переходного процесса, не более: 0,1; 0,2; 0,5; 1,0; 2,0 с.

Ресурс работы СЭС КА составляет до 5–7 лет для низкоорбитальных и до 10–15 лет для геостационарных и высокоэллиптических КА. В связи с тем, что выход из строя СЭС приводит к прекращению функционирования КА, требования к вероятности безотказной работы (ВБР) для СЭС колеблются в пределах 0,9...0,96, а в некоторых особо важных случаях могут быть и выше.

Ресурс работы СЭС ОКС благодаря ремонтупригодности СЭС и периодической замене элементов может быть увеличен до 15–20 лет с постоянным наращиванием мощности.

СЭС КА должна обладать автономностью, т.е. способностью выполнять свои функции при изменяющихся условиях работы без вмешательства извне.

В качестве первичного источника электрической энергии СЭС КА могут использоваться солнечные батареи (СБ) с фотоэлектрическими преобразователями световой энергии, ядерные энергетические установки и химические источники энергии. В случае использования солнечной энергии время освещенного состояния СБ и тени может изменяться в зависимости от орбиты КА, и в соответствии с этим изменяется мощность источника электроэнергии. Мощность ядерных установок и химических источников снижается в соответствии с падением запаса энергии.

Одновременно с поступлением энергии происходит и ее расходование потребителями, которые имеют свой график изменения электрической нагрузки. Для непрерывного электроснабжения потребителей СЭС должна иметь накопительные элементы, получающие энергию (в случае использования СБ) на освещенной части орбиты и расходующие ее в тени. Для правильной работы СЭС должен соблюдаться баланс генерируемой, накапливаемой и расходуемой энергий, а также баланс по токам. Для обеспечения указанных балансов должны быть согласованы между собой мощности источников и приемников таким обра-

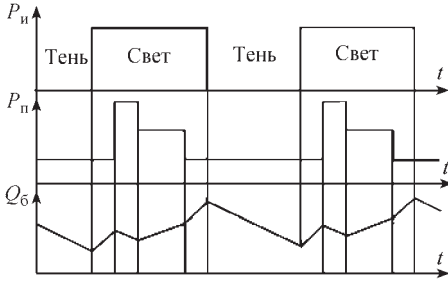


Рис. 5.3.1. Баланс генерируемой, расходуемой и накапливаемой энергий

зом, чтобы обеспечивался достаточный запас энергии и мощности в накопительных элементах. Упрощенная диаграмма, на которой показаны мощности источника $P_{и}$ и приемников $P_{п}$, а также запас энергии $Q_{б}$, приведена на рис. 5.3.1.

СЭС должна обеспечивать заданные выходные параметры в условиях деградации (ухудшения характеристик во времени) ее источников энергии, а также ограниченности допустимого числа циклов перезаряда накопительных элементов, например аккумуляторных батарей (АБ). Процессы преобразования энергии в СЭС должны осуществляться с максимально возможными КПД. СЭС должна быть устойчива к факторам окружающей среды.

Принципы построения СЭС. В качестве первичного источника электрической энергии могут использоваться солнечные фотоэлектрические (солнечные батареи) или динамические (на основе замкнутого теплового контура) источники, ядерные с термоэмиссионными или термоэлектрическими преобразователями, химические — электрохимические генераторы с топливными элементами.

Система регулирования преобразует электрическую энергию первичного источника в нужный вид электрической энергии постоянного или переменного тока и требуемого уровня напряжения. Эта система обеспечивает наиболее благоприятный режим работы источника и передает часть энергии в накопительные элементы. Накопители энергии обеспечивают питание потребителей при нерабочем состоянии основного источника (например, СБ в тени), выполняют роль буфера, принимая на себя перегрузки, они участвуют также в процессе стабилизации выходного напряжения СЭС. В качестве накопителей могут использоваться химические или кинетические (на основе вращающихся маховиков) аккумуляторы. Распределительная сеть обеспечивает резервированное распределение электрической энергии потребителям. Структура СЭС представлена на рис. 5.3.2.

Согласование характеристик элементов СЭС. В большинстве случаев в СЭС КА используются СБ в качестве источников, а в качестве накопителей — АБ. Простейшая электрическая схема с использованием этих элементов представлена на рис. 5.3.3.

На основе первого и второго законов Кирхгофа составлены уравнения для определения трех неизвестных токов:

$$I_{СБ} + I_{АБ} = I_{н}; \quad U(I_{АБ}) = I_{н}R_{н}; \\ U(I_{СБ}) = U(I_{АБ}) = U_{АБ},$$

где $I_{СБ}$, $I_{АБ}$, $I_{н}$ — токи соответственно СБ, АБ и нагрузки; $R_{н}$ — сопротивление нагрузки; $U_{АБ}$ — напряжение АБ.

На рис. 5.3.4 приведены вольт-амперные характеристики (ВАХ) элементов этой схемы. ВАХ АБ дана с некоторым упрощением в виде горизонтальной прямой, что соответствует идеальному источнику напряжения с выходным напряжением U_1 .

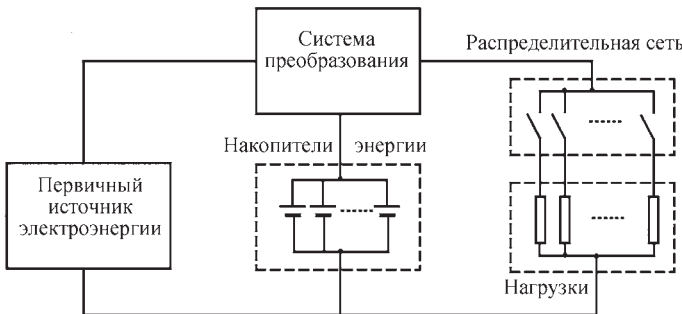


Рис. 5.3.2. Структура системы электропитания

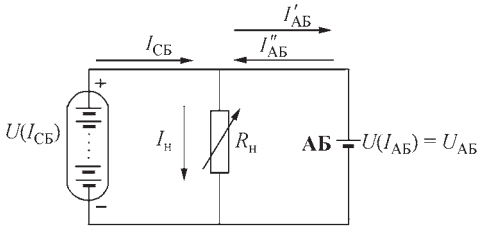


Рис. 5.3.3. Эквивалентная электрическая схема СЭС

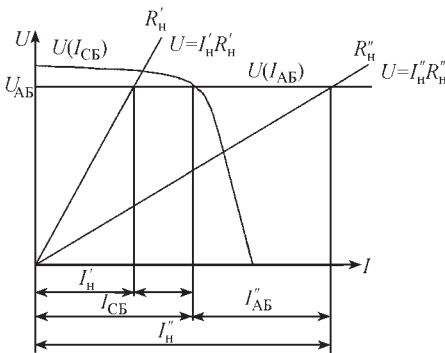


Рис. 5.3.4. Вольт-амперные характеристики источника, накопителя и потребителя энергии СЭС

Графическое решение системы уравнений следует из рис. 5.3.4. Пересечение ВАХ СБ и АБ определяет ток I_{CB} , при этом напряжение в системе поддерживается постоянным благодаря постоянству напряжения АБ. Пересечение характеристики напряжения на нагрузке $U_n = I_n R_n$ и ВАХ АБ определяет ток нагрузки. На рис. 5.3.4 приведены две характеристики $U_n = I_n R_n$ с двумя сопротивлениями нагрузки R'_n и R''_n , причем $R'_n > R''_n$, им соответствуют два значения тока I'_n и I''_n . Ток АБ определяется как разность тока нагрузки и тока СБ. В зависимости от величины R'_n возможны два случая: ток СБ поступает в нагрузку и в АБ, либо ток СБ и ток АБ поступают в нагрузку.

Сложность эффективного использования СБ связана со спецификой ее нелинейной ВАХ, которая обладает одновременно свойствами источника напряжения (горизонтальный участок характеристики на рис. 5.3.4) и источника тока (вертикальный участок). При этом она может изменяться с изменением освещенности и температуры.

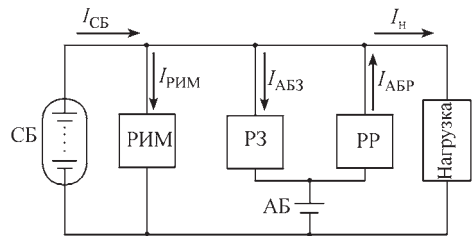
В настоящее время определились следующие основные структуры преобразования энергии в СЭС:

с прямой передачей энергии СБ в нагрузку и параллельным регулятором избыточной мощности (РИМ) или регулятором тока (рис. 5.3.5, а);

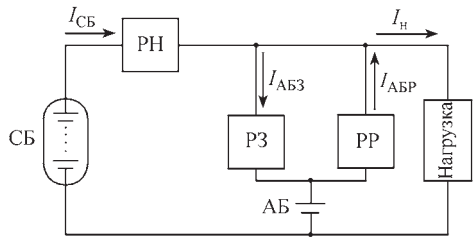
с последовательным регулятором напряжения (РН) и передачей через него всей энергии СБ в нагрузку (рис. 5.3.5, б);

комбинированная последовательно-параллельная с непосредственным параллельным подключением к СБ зарядного устройства и последовательным регулятором напряжения (рис. 5.3.5, в).

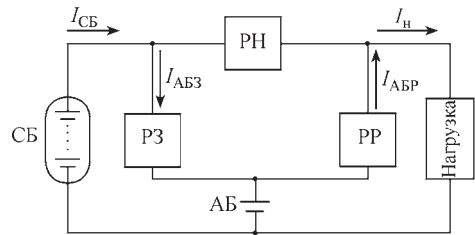
В системе с РИМ поддерживается постоянное заданное значение тока I_{CB} . Если ток нагрузки I_n превышает заданный ток I_{CB} , то регулятор разряда (РР) обеспечивает равенство



а)



б)



в)

Рис. 5.3.5. Структуры преобразования энергии

$$I_{СБ} = I_n - I_{АБР} = \text{const},$$

где $I_{АБР}$ — разрядный ток АБ.

Если ток нагрузки меньше заданного тока $I_{СБ}$, то РР обеспечивает равенство

$$I_{СБ} = I_n + I_{АБЗ} = \text{const},$$

где $I_{АБЗ}$ — зарядный ток АБ.

Если I_n меньше заданного тока $I_{СБ}$ и АБ заряжена, то в действие вступает РИМ и выполняется равенство

$$I_{СБ} = I_n + I_{РИМ} = \text{const}.$$

Заданное значение тока $I_{СБ}$ выбирают по возможности таким, чтобы обеспечить максимум энергии, получаемой от СБ при изменениях формы ее характеристик.

Схема с РН применяется для того, чтобы при любых формах характеристик получить от СБ максимум энергии. С помощью специальных экстремальных регуляторов методом поиска в этой системе всегда устанавливается заданное значение тока СБ, чтобы обеспечить отбор максимальной мощности во всех режимах ее работы. Соотношения токов СБ, нагрузки, заряда и разряда АБ таковы, что если СБ не обеспечивает требуемый ток в нагрузке, то его «недостаток» пополняется от АБ через РР. Если ток СБ превышает требуемый ток нагрузки, его «излишек» через регулятор заряда (РЗ) поступает в АБ. Напряжение на выходе РН (регулируемого статического преобразователя) всегда поддерживается на заданном уровне.

Параллельная структура с РИМ предпочтительнее при достаточно точной (не более $\pm 10^\circ$) ориентации СБ на Солнце, она проста, надежна, и составляющие ее элементы имеют минимальную массу по сравнению с элементами других структур. Последовательная структура по сравнению с параллельной обеспечивает получение большей мощности от СБ в начальный период времени их эксплуатации.

Последовательная структура с РН имеет преимущества, когда СБ оказывается освещенной под некоторым углом к нормали. В этом случае устанавливается более низкая температура рабочей поверхности батареи, чем при нормальном ее освещении, и вследствие этого на выходе СБ устанавливается более высокое напряжение.

Последовательный регулятор напряжения (РН) бывает сложнее параллельного (РИМ) и

имеет большие потери энергии. Это связано с тем, что вся энергия, направляемая в нагрузку, должна передаваться через последовательно включенные силовые элементы. Повышенные потери, выделяемые в виде теплоты, вызывают сложности с их сбросом.

Комбинированная последовательно-параллельная структура позволяет исключить недостатки обеих предыдущих систем. Приоритет в использовании отдается структурам, которые в зависимости от конкретных условий дают наилучший технико-экономический эффект.

5.3.2. СОЛНЕЧНЫЕ БАТАРЕИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Первичный источник электрической энергии — СБ — в системе энергопитания КА, состоит из полупроводниковых фотоэлектрических преобразователей (ФЭП), скоммутированных для обеспечения требуемых выходных значений тока и напряжения, несущей конструкции, на которой они закреплены, системы радиационной защиты и теплорегулирования, системы диодной защиты, электрической кабельной сети и соединителей. Среди преимуществ СБ по отношению к альтернативным источникам энергии следует отметить отработанность технологии изготовления, большой опыт эксплуатации, гарантирующий надежность работы в космосе; отсутствие движущихся узлов и деталей, а также ионизирующего излучения; простоту отвода тепловой энергии, относительно невысокую стоимость.

Принцип действия и конструкция ФЭП.

Конструкция наиболее распространенного полупроводникового кремниевого ФЭП представляет собой систему из двух полупроводниковых слоев с проводимостями p - и n -типа, находящихся в тесном контакте друг с другом. Переходная зона (граница) между областями с противоположными типами проводимости располагается внутри полупроводникового материала и называется электронно-дырочным или p - n -переходом.

При воздействии на p - n -переход излучения с энергией, большей ширины запрещенной зоны, в обеих областях перехода начинается генерация электронно-дырочных пар, приводящих к появлению избыточных или неравновесных носителей заряда. Вследствие этого начинается диффузия носителей заряда от освещенной поверхности в глубину полупро-

водника. Носители, которые окажутся на расстоянии порядка диффузионной длины от p - n -перехода, будут разделяться его полем, перебрасываемым неосновные носители, например, дырки в p -область, а электроны — в n -область. В результате разделения избыточных носителей заряда полем перехода образуются избыточные заряды в обеих областях p - n -перехода. Электрическое поле этих зарядов компенсирует объемный заряд, существовавший в неосвещенном p - n -переходе.

Возникающая фото-ЭДС уменьшает потенциальный барьер и приводит к возникновению встречных потоков основных носителей заряда (электронов из электронной и дырок из дырочной частей полупроводника). Электрическое поле фото-ЭДС называют также напряжением холостого хода ($U_{\text{хх}}$). В том случае, когда p - n -переход закорочен, между лицевым и тыльным контактами ФЭП протекает ток, определяемый неравновесными электронами и дырками. Этот ток называют током короткого замыкания $I_{\text{кз}}$. При подключении сопротивления нагрузки $R_{\text{н}}$ по ФЭП протекает ток, на создание которого расходуется часть фотоэлектронов и фотодырок, поэтому напряжение на ФЭП будет меньше $U_{\text{хх}}$.

На рис. 5.3.6 показано схематическое изображение кремниевый ФЭП, созданного на основе материала p -типа проводимости и легированного со стороны освещаемой поверхности донорской примесью (например, фосфором) для создания на границе с p -областью p - n -перехода. Эту верхнюю относительно перехода область n -типа проводимости называют сильнолегированным слоем или эмиттером с концентрацией $(1 \dots 20) \cdot 10^{19} \text{ см}^{-3}$. Обладая более высоким удельным сопротивлением область p -типа с концентрацией дырок $(1 \dots 10) \cdot 10^{16} \text{ см}^{-3}$, легированную, например, бором, называют базовой, или просто базой ФЭП. Расстояние, на котором p - n -переход располагается от освещенной поверхности, носит название глубины залегания p - n -перехода, и у современных ФЭП оно составляет $0,2 \dots 0,25 \text{ мкм}$.

ФЭП в режиме генерации освещается с поверхности, к которой примыкает легированный слой. Эта поверхность — лицевая, или фронтальная, противоположная ей поверхность ФЭП — тыльная. На обеих поверхностях создаются токосъемные контакты: фронтальный в форме контактной гребенки, обеспечивающий минимальную затеняемую площадь поверхности, а тыльный обычно выпол-

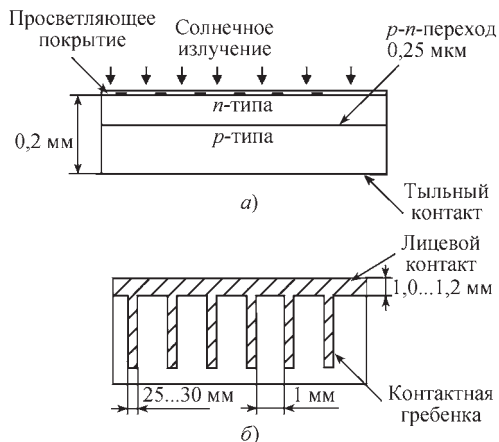


Рис. 5.3.6. Схематическое изображение кремниевый ФЭП:

а — вид сбоку; б — вид сверху

няется сплошным. Контакты представляют собой тонкопленочную структуру Ti-Pd-Ag толщиной соответственно $50; 20; 70 \text{ нм}$ и дополнительным осаждением слоя Ag толщиной $6 \dots 8 \text{ мкм}$. Ширина шага фронтальной контактной сетки примерно 1 мм , ширина зубца контактной сетки $30 \dots 40 \text{ мкм}$.

На лицевую поверхность ФЭП для уменьшения отражения света наносят просветляющее покрытие одно- или многослойное, обычно из окислов металлов (например, Ta_2O_5).

Кремниевые ФЭП. Эквивалентная электрическая схема ФЭП приведена на рис. 5.3.7.

Типовая вольт-амперная характеристика (ВАХ) (рис. 5.3.8) кремниевый ФЭП описывается выражением:

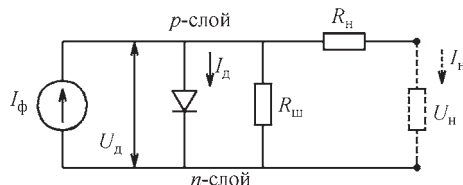


Рис. 5.3.7. Эквивалентная электрическая схема ФЭП:

$I_{\text{н}}$, $U_{\text{н}}$ — ток и напряжение нагрузки; $R_{\text{н}}$, $R_{\text{ш}}$ — соответственно последовательное и шунтовое сопротивления; $I_{\text{ф}}$ — фототок; $I_{\text{д}}$, $U_{\text{д}}$ — ток и напряжение утечки

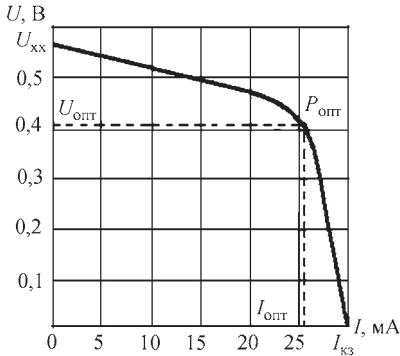


Рис. 5.3.8. Типовая вольт-амперная характеристика кремниевого фотоэлемента:

$I_{кз}$ — ток короткого замыкания; $U_{хх}$ — напряжение холостого хода; $I_{опт}$, $U_{опт}$ — ток и напряжение, соответствующие величине оптимальной (максимальной) мощности $P_{опт}$

$$I_n = I_\phi - I_0 \left\{ \exp \left[\frac{q(U_n + I_n R_n)}{kT} \right] - 1 \right\} - \frac{U_n + I_n R_n}{R_{ш}},$$

где A — эмпирический коэффициент; kT — электрохимический потенциал (при $T = 300$ К, $kT \approx 25 \cdot 10^{-3}$ эВ); I_0 — обратный ток; q — заряд электрона.

Электрические характеристики отечественных кремниевых ФЭП массового производства приведены в табл. 5.3.1.

При толщинах ФЭП ~ 200 мкм и наиболее используемом типоразмере 25×50 мм удельная масса ФЭП составляет $0,05$ г/см².

Для достижения КПД на уровне 15 % требуется уменьшение глубины залегания p - n -перехода, что увеличивает генерацию носителей в коротковолновой (фиолетовой) области спектра, создание ФЭП с изотипным барьером в базе со стороны тыльного контакта, в результате чего перед ним образуется

сильнолегированный p -слой, и p^+ - p -переход создает расширенную базу с меньшей (на три порядка) скоростью поверхностной рекомбинации. Это позволяет добиться независимости параметров таких ФЭП от толщины и удельного сопротивления исходного кремния, что привело к возможности создания сверхтонких ФЭП толщиной $50 \dots 60$ мкм, обладающих помимо меньшей массы большей радиационной стойкостью.

Повышение эффективности ФЭП на 2...4 % путем снижения рабочей температуры на $5 \dots 10$ °С достигается нанесением на тыльную поверхность ФЭП отражающего покрытия в виде алюминия толщиной $0,1$ мкм или двухслойной структуры алюминий–золото.

В случае неориентированных СБ, где важно максимальное использование фотонов солнечного спектра, применяют гибридные ФЭП, у которых фронтальная поверхность выполнена текстурированной. Это оказывается выгодным, хотя и сопровождается ростом рабочей температуры и, как следствие, снижением КПД.

Для СБ низкоорбитальных КА существенное повышение их эффективности благодаря использованию альбедо Земли достигается созданием ФЭП с двухсторонней чувствительностью. Конструкция такого ФЭП отличается наличием на тыльной поверхности контактной гребенки и просветляющего покрытия. Двухсторонние ФЭП монтируют на прозрачных для света подложках, они способны увеличить мощность СБ на $15 \dots 30$ %, в зависимости от текущей отражающей способности подстилающей поверхности Земли.

Дальнейшее повышение КПД ФЭП из кремния может быть достигнуто путем снижения объемной рекомбинации, создаваемой атомами примесей, дислокациями и другими нарушениями кристаллической решетки. В первую очередь это связано с повышением чистоты исходного материала.

Полностью исключить влияние фронтальной поверхности на параметры ФЭП мож-

5.3.1. Электрические характеристики ФЭП

T , °С	$I_{кз}$, мА/см ²	$I_{опт}$, мА/см ²	$U_{опт}$, мВ	$U_{хх}$, мВ	$P_{опт}$, мВт/см ²	КПД
25	40,0	38,1	490	600	18,8	14,0
60	42,0	40,1	430	540	17,2	12,4

но путем вынесения всех контактов на тыльную сторону поверхности. *p-n*-переходы формируются на тыльной поверхности легированием определенных участков попеременно бором и фосфором. Тыльные контакты подходят только к легированным участкам тыльной поверхности ФЭП. При этом не требуется контактная сетка на фронтальной поверхности ФЭП, что полностью исключает вызываемые ею потери.

Высокоэффективные гетероструктурные ФЭП на основе арсенида галлия. С использованием арсенида галлия (GaAs) в качестве материала для ФЭП повышается КПД. Это обусловлено шириной запрещенной зоны (1,42...1,43 эВ), близкой к величине, при которой достигается максимальный КПД ФЭП с одним *p-n*-переходом ($E_g = 1,5$ эВ).

Первые гетеропереходы на основе GaAs со структурой *p-GaAlAs-n-GaAs* с КПД 10...11 % были получены в России в 1970 г. ФЭП с такой структурой и КПД 16...17 % успешно эксплуатировались на отечественной космической станции «Мир» с 1986 г. до ее спуска с орбиты в 2001 г. Использование широкозонного слоя GaAlAs в качестве оптического окна, оптимизирующего спектральный состав излучения, снижает оптические потери в коротковолновой области и тем самым повышает КПД. Современная технология позволяет получать необходимые структуры путем химического осаждения из паров металлоорганических соединений.

Для уменьшения стоимости разработаны технологии по созданию структур GaAs/Ge GaAs/Si, в которых подложка (германий или кремний) имеет достаточно высокую прочность и более низкую стоимость, чем подложка из GaAs. КПД ФЭП на базе гетероэпитаксиальных арсенид-галлиевых элементов составляет 19...20 %. Однако, не смотря на сравнительно низкую стоимость германиевых подложек, стоимость подобных СБ в 6–7 раз выше кремниевых.

На основе арсенида галлия разрабатываются высокоэффективные каскадные ФЭП, состоящие из нескольких расположенных один под другим *p-n*-переходов или других типов разделяющих барьеров, созданных в полупроводниках с различной шириной запрещенной зоны.

Теоретически показана возможность достижения КПД, равного 35,6 %, у ФЭП с трехкаскадной структурой AlGaAs–GaAs–Ge.

Перспективы снижения массы ФЭП. Снижение массы ФЭП связано в основном с уменьшением его толщины. В табл. 5.3.2 представлены данные по КПД кремниевых ФЭП размером 2×2 см фирмы «Спектролаб» в зависимости от их толщины.

5.3.2. Удельная мощность ФЭП

Толщина, мкм	КПД, %	Удельная мощность, кВт/кг
40	13,5	2,07
50	14,1	1,67
100	15,2	0,87
150	15,5	0,59
200	15,5	0,44

Из табл. 5.3.2 следует, что в результате увеличения толщины обеспечивается некоторое повышение КПД ФЭП, но резко снижается удельная мощность. С учетом всех составляющих ФЭП и СБ уменьшение толщины ФЭП с 200 до 50 мкм приводит к небольшому снижению КПД при возрастании удельной мощности СБ почти на 74 %.

Дальнейшее уменьшение массы ФЭП может быть достигнуто применением тонкопленочных ФЭП (пленки арсенида галлия, диселенида индия и меди, теллурида индия и аморфного кремния).

В перспективе предполагается реализовать удельные мощности СБ на уровне 3000 Вт/кг и выше.

Конструкция солнечных батарей. ФЭП размещают на несущей конструкции СБ — подложке, которая крепится на ее силовой конструкции — раме, балке или мате. На подложке СБ вместе с ФЭП монтируют их межэлементные электрические соединения. На силовой конструкции крепят механизмы и узлы систем развертывания и ориентации СБ, а также системы диодной защиты (блокирующие и шунтирующие диоды). В зависимости от механических характеристик несущие подложки бывают жесткой, полужесткой, гибкой и гибридной конструкции.

Основу жесткой конструкции СБ составляет, как правило, панель с сотовым наполнителем, изготовленным из алюминия и облицо-

ваннам с двух сторон несущими листами. Подобная конструкция обладает большой жесткостью при изгибе, обеспечивающей малый прогиб панелей СБ. Толщина сотовой подложки составляет 10...20 мм. Жесткие панели могут крепиться непосредственно к корпусу КА или разворачиваться на некотором расстоянии от КА с помощью специальных штанг.

Полужесткая конструкция панели СБ содержит жесткую раму и натянутую на нее гибкую подложку (пленку или сетку). Жесткую раму (каркас) панели изготавливают обычно из легких алюминиевых сплавов или композитных материалов. Гибкая подложка (например, из стекловолоконистых, пропитанных кремнийорганическими наполнителями нитей) натягивается на каркас с силой, обеспечивающей заданную частоту собственных колебаний панели. Панели, собранные в пакет в транспортном положении в виде гармоник, раскладываются в рабочее положение с помощью выдвинутой мачты.

Гибкие СБ имеют несущую подложку, характеризующуюся очень малой прогибной жесткостью. По конструктивному исполнению их делят на свертываемые (рулонного типа) и складные (аналогично СБ полужесткого типа).

Гибридные СБ состоят из комбинации жестких панелей, размещаемых на корпусе КА, и разворачиваемых панелей, выдвигаемых в рабочее положение с помощью мачты или пантографа.

Конструктивные схемы расположения, крепления и коммутации ФЭП для вариантов жесткой и полужесткой подложек показаны на рис. 5.3.9. При полужесткой схеме конструктивно ФЭП соединены внахлестку, а крепление ФЭП к гибкой подложке (сетке) осуществляется с помощью специальных скоб или петель. Защитные стеклянные пластины толщиной 150...300 мкм расположены с двух сторон ФЭП.

Для жесткого конструктивного варианта характерно планарное расположение ФЭП (в одной плоскости) на сотовой подложке. Электрическое соединение ФЭП в этом случае осуществляется специальными шинками, припаянными (приваренными) к соответствующим контактным площадкам ФЭП. ФЭП приклеены к поверхности сотовой подложки и защищены стеклянной пластиной с одной стороны.

Защитные пластины изготавливают из специальных марок оптического (обычно боросиликатного) стекла с добавками оксидов церия для улучшения радиационной стойкости.

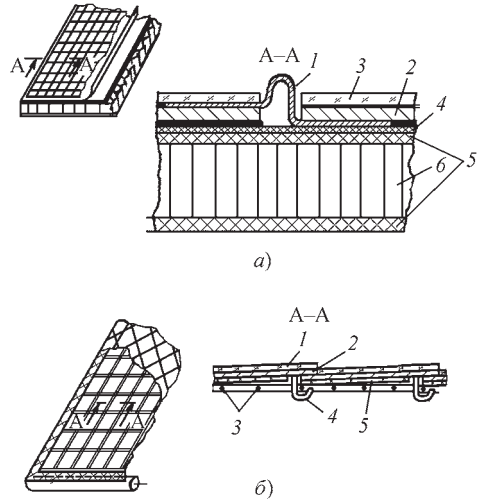


Рис. 5.3.9. Схемы конструкции солнечной батареи: а — жесткой: 1 — коммутационная шина; 2 — ФЭП; 3 — защитное стекло; 4 — изоляционная пленка; 5 — верхняя и нижняя облицовка сотовой конструкции; 6 — алюминиевый наполнитель сотовой конструкции; б — полужесткой: 1 — лицевое защитное стекло; 2 — ФЭП; 3 — сетчатая подложка; 4 — элемент крепления; 5 — тыльное защитное стекло

Электрически СБ разделена на отдельные генераторы, которые в свою очередь разделены на подгруппы (определенное последовательно-параллельное соединение ФЭП) соответствующей мощности.

Генераторы электрически разделены блокирующими диодами; в электрической схеме самого генератора отдельные цепочки последовательно соединенных ФЭП (8...10 шт.) защищены шунтирующими диодами. Диодная защита значительно увеличивает надежность СБ, особенно при нештатных ситуациях.

Ориентация СБ. СБ различают по принципу компоновки на КА и ориентации на Солнце. Различают неориентированные, размещаемые непосредственно на боковой поверхности КА, стабилизированного вращением вокруг собственной оси или каким-либо другим способом, и ориентированные по одной или двум осям.

Вариант двухосной ориентации приводит к наилучшим результатам (вектор Солнца параллелен нормали к поверхности СБ и эффективность СБ максимальна), но система ориен-

тации в этом случае слишком сложна и дорогостояща. Поэтому обычно ориентация СБ происходит по одной оси. В зависимости от того, с какой из осей координат, связанных с КА, совпадает ось вращения СБ, различают системы ориентации по крену, азимуту (рысканью) и тангажу (высоте). Использование той или иной схемы частичной ориентации зависит от особенностей и назначения КА, а также баллистических параметров орбиты. Например, для низких круговых орбит наиболее предпочтительна ориентация по крену, для геостационарной орбиты — по тангажу, для промежуточных орбит — по азимуту.

Сравнительно широкое распространение получили неориентированные СБ (НСБ). К преимуществам НСБ можно отнести прежде всего простоту конструкции и высокую надежность. Очевидным недостатком является увеличенная площадь (в 3–4 раза), а следовательно, и стоимость НСБ по сравнению с ориентированными СБ, а также низкая удельная мощность. Несмотря на это, НСБ используют не только для КА малых мощностей, но иногда и для КА связи, работающих на геостационарной орбите.

На КА с небольшим временем автономного полета ориентация СБ на Солнце осуществляется разворотом всего аппарата, а поддержание ориентации СБ — закруткой аппарата вокруг оси, направленной на Солнце.

Тепловой режим СБ. Тепловое воздействие космоса, определяющее рабочую температуру СБ, обуславливается, в первую очередь, прямым излучением Солнца (1353 Вт/м^2). На температуру СБ влияет также отраженное солнечное излучение (для Земли альbedo равно 0,36) и собственное тепловое излучение Земли (200 Вт/м^2).

Температура СБ в космосе определяется в основном теплопередачей излучением и в равновесном режиме величинами подходящих к поверхности СБ тепловых потоков, площадями поглощающих и излучающих поверхностей, а также интегральными коэффициентами поглощения и черноты лицевой и тыльной поверхностей СБ (соответственно 0,72...0,74 и 0,79...0,81).

Диапазон рабочих температур зависит помимо вышесказанного от режима ориентации СБ, орбитальных параметров, а также от теплоемкости. Характерный диапазон изменения температур СБ на витке: для низкоорбитальных КА: $-60...+60 \text{ }^\circ\text{C}$, для высокоорби-

тальных КА (геостационарная орбита) — $-150...+50 \text{ }^\circ\text{C}$.

Ресурс СБ. Под ресурсом СБ обычно понимают срок службы в заданных условиях эксплуатации, при котором величина принятого для оценки критерия (например, удельная мощность, Вт/кг) не опускается ниже требуемого значения. Средний ресурс СБ составляет 10–15 лет.

Ресурс СБ определяется прежде всего начальными запасами мощности и скоростью деградации параметров СБ под воздействием дестабилизирующих факторов космического пространства (ФКП). Кроме того, большую роль играют особенности конструкции и эксплуатации самого КА (ориентация СБ, колебания освещения, воздействие на СБ двигателей коррекции и стабилизации КА, высота полета и др.). Различают следующие ФКП: радиацию, термоциклирование, тепловое воздействие, ультрафиолет, атомарный кислород, микрометеориты и осколки, электризацию.

К негативным последствиям может также привести частичное затемнение СБ (появление больших обратных напряжений), воздействие продуктов сгорания топлива ДУ, воздействие струи стационарных плазменных двигателей и др.

Ухудшение параметров СБ под воздействием ФКП и техногенных факторов происходит в соответствии с механизмами деградации того или иного типа.

Радиационная деградация приводит главным образом к снижению тока короткого замыкания, связанному с уменьшением времени жизни и диффузионной длины носителей заряда.

Оптическая деградация происходит вследствие объемного радиационного окрашивания защитных покрытий и клея; снижения прозрачности покрытий в результате загрязнения пылью, продуктами собственной атмосферы КА и выбросами двигателей.

Световая, или фотонная, деградация происходит при определенных условиях и проявляется в ухудшении параметров ФЭП под воздействием солнечного света.

Электрофизическая деградация уменьшает генерируемую мощность при воздействии на p - n -переход сильных электрических полей (например, при воздействии электромагнитного импульса).

Термоциклическая деградация вызвана периодическим изменением температуры СБ

при переходе КА с освещенной части орбиты на затемненную и наоборот.

Возникающие термомеханические напряжения вызывают образование трещин в кристалле ФЭП, защитных стеклах, элементах коммутации, что в конечном итоге приводит к ухудшению фотоэлектрических параметров — росту последовательного сопротивления, возрастанию обратного тока, увеличению скорости поверхностной и объемной рекомбинации.

Тепловая, или температурная, деградация или старение вызывается действием повышенных температур. Скорость процесса температурной деградации в общем виде подчиняется закону Аррениуса.

Уровень интегральных потерь мощности современных кремниевых СБ при ресурсе 10 лет составляет 10...15 % для низкоорбитальных КА и 20...30 % для геостационарных КА. При этом удельная мощность по площади для большинства СБ в конце 10-летнего ресурса на геостационарной орбите составляет 110...120 Вт/м², по массе — 50...70 Вт/кг.

5.3.3. КОСМИЧЕСКИЕ ЯДЕРНЫЕ ЭЛЕКТРОЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ УСТАНОВКИ

В схему любой космической ядерной электроэнергетической установки входят: источник ядерной энергии — генератор тепловой энергии; преобразователь тепловой энергии в электрическую; холодильник-излучатель, сбрасывающий остаточную тепловую энергию в окружающую среду (космос); технологические системы, обеспечивающие требуемые условия работы установки.

Для достижения минимально возможных габаритных размеров и массы используют высокотемпературные установки с большой энергонапряженностью. Они обеспечивают надежную и длительную работу в условиях автоматической эксплуатации с ограниченным контролем и отсутствием возможности ремонта и замены оборудования. В их конструкции должно быть учтено влияние различных космических факторов. Непременным условием является обеспечение радиационной безопасности. Принципы, касающиеся использования ядерных источников энергии в космическом пространстве, определены Комитетом ООН по использованию космического пространства в мирных целях. Радикальное решение заключа-

ется в размещении космических объектов с ядерными установками на орбитах, для которых время баллистического существования КА значительно больше времени, необходимого для полного распада накопившейся радиоактивности. Только при достижении этой орбиты реактор выводится на мощность (начало накопления радионуклидов).

Радиоизотопные энергетические установки. Радиоизотопные термоэлектрические генераторы (РИТЭГ, или РТГ) были использованы в широком спектре космических задач, включая полеты на низких и высоких орбитах вокруг Земли, на поверхности Луны и Марса, а также полеты к внешним планетам в «глубоком» космосе. В связи с этим от РТГ требуется большой (до 10 лет и более) ресурс работы.

В качестве источника ядерной энергии во всех РТГ использовался α -радиоактивный изотоп плутоний-238 (период полураспада 86 лет). Электрическая мощность РТГ варьируется от 2,7 до 160 Вт, температура горячих спаев — от 673 до 1273 К, эффективный КПД РТГ — от 4,2 до 6,7 %, а удельная электрическая мощность — от 1,5 до 4,2 Вт/кг.

Наиболее совершенным является радиоизотопный термоэлектродгенератор GPHS-RTG, собранный из универсальных модулей теплового источника общего назначения GPHS. Он является самым мощным космическим РТГ (288 Вт и 5,1 Вт/кг). Тепловой источник содержит 18 модулей GPHS (загрузка каждого — 0,5 кг плутония-238) и окружен 572 термоэлементами из SiGe, которые работают при температурах горячего спая 1273 К и холодного спая 573 К для получения термоэлектрического КПД 9 %. Диаметр GPHS-RTG 42,2 см, длина 114 см, масса 55,8 кг.

Установка выдержала ресурсные испытания 50 000 ч.

Реакторные ядерные электроэнергетические установки. Преимущества ядерных реакторных источников энергии в космосе перед другими, альтернативными, становятся несомненными в области больших мощностей и энергозапасов. Однако эти источники можно эффективно использовать и для менее энергоемких целей, где другими способами снабжать энергией невозможно или невыгодно. Ядерные электроэнергетические установки (ЯЭУ) целесообразно применять в космосе в тех случаях, когда требуется электрическая энергия мощностью несколько десятков киловатт и выше.

5.3.3. Космические реакторные ядерные электроэнергетические установки

ЯЭЭУ	Страна	Электрическая мощность, кВт	Год запуска	Способ преобразования энергии
«Ромашка»	СССР	0,5	1964	Термоэлектрический
SNAP-10A	США	0,56	1965	
RORSAT	СССР	~3	1967	
«Топаз»	СССР	~4,5	1987	Термоэмиссионный

Реакторы, блоки радиационной защиты, холодильники-излучатели и другие системы ЯЭЭУ принципиально, схемно и во многом по основам конструкции близки между собой независимо от мощности и назначения установок (табл. 5.3.3). Различия между ЯЭЭУ главным образом в примененных системах преобразования тепловой энергии в электрическую и вызванных этим изменениях, которые во многом сказываются на технических характеристиках установок.

К преимуществам термоэмиссионных реакторов-преобразователей (РП) относят высокую (по сравнению с другими схемами преобразования энергии) температуру сброса тепловой энергии, что обеспечивает минимальные габаритные размеры холодильников-излучателей и установок в целом, возможность получения максимальной электрической мощности при заданных габаритных размерах установок и сочетание высокой верхней температуры цикла преобразования энергии, локализован-

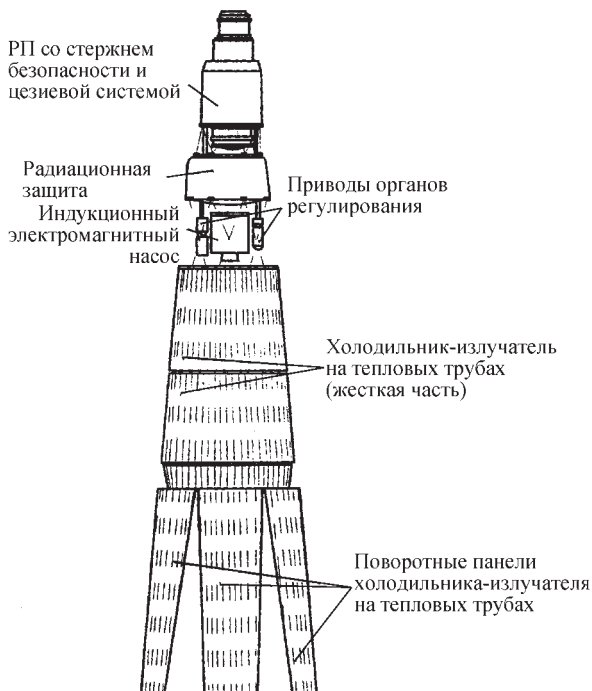


Рис. 5.3.10. Космическая ядерная термоэмиссионная электроэнергетическая установка

5.3.4. Технические характеристики ЯЭЭУ

Характеристики	«Топаз-1»	«Топаз-2»
Электрическая мощность на клеммах рабочей секции, кВт	6	6
Напряжение на клеммах рабочей секции, В	≤ 32	28...30
Тепловая мощность реактора, кВт	180	135
Максимальная температура теплоносителя на выходе из РП, К	883	873
Теплоноситель	NaK	NaK
Эффективная поверхность холодильника-излучателя, м ²	5,6	7,2
Масса ЯЭЭУ, т	1,2	1,0
Диаметр, м	1,3	1,4
Длина, м	4,7	3,9

ной в пределах одного эмиттерного узла, и освоенной температуры в остальных элементах и контурах установки. Для ЯЭЭУ на основе РП характерны широкие возможности по развитию (форсированию) мощности, повышению КПД и достижению длительных ресурсов. Перспективность установок подобного типа для использования в качестве источников электроэнергии КА различного назначения подтверждена результатами работ по программе «Топаз».

Одной из основных конструктивных схем ядерной термоэмиссионной установки является схема, в которой в реактор встроены термоэмиссионные электрогенерирующие каналы (ЭГК), благодаря чему образуется единый агрегат, генерирующий тепловую энергию и преобразующий его в электрическую энергию. ЯЭЭУ могут быть с термоэмиссионным преобразователем энергии одно- и многоэлементного (гирляндного) типа. В реакторе-преобразователе электрической мощности до нескольких десятков киловатт могут использоваться одноэлементные ЭГК, которые допускают возможность их отработки с электронагревателями как автономно, так и в составе РП, а также проведения загрузки и дозагрузки ядерного топлива в полностью собранную и проверенную систему (подгонка физических харак-

теристик и усиление ядерной безопасности). При большой мощности рассматриваются, как правило, многоэлементные каналы. Модификации РП — «Топаз-1» и «Топаз-2» отличаются конструкциями применяемых ЭГК (соответственно много- и одноэлементные). Внешний вид термоэмиссионной установки изображен на рис. 5.3.10, основные технические характеристики приведены в табл. 5.3.4.

Результаты исследований дают основания считать, что при современном уровне принятых технических решений, понимании физических процессов и технологии возможно создание ЯЭЭУ термоэмиссионного типа мощностью до нескольких сот кВт(э), с удельным параметром электрогенерирующего канала 5 Вт/см², КПД 10 %, ресурсом непрерывной работы три года с дальнейшим повышением этих параметров.

5.3.4. ВОДОРОДНО-КИСЛОРОДНЫЕ ЭЛЕКТРОХИМИЧЕСКИЕ ГЕНЕРАТОРЫ ТОКА

Космические программы, предусматривающие высадку человека на Луну, стимулировали разработку и создание высокоэффективных источников тока для энергоснабжения пилотируемых КА, существенно превосходя-

щих характеристики самых лучших существующих химических батарей на основе электрохимической системы серебро–цинк. Водородно-кислородные электрохимические генераторы (ЭХГ) стали основой системы электрообеспечения (СЭС) пилотируемых КА «Джемини», «Аполлон» (основной блок), лунного орбитального корабля комплекса Н1-Л3, много-разовых орбитальных КА «Спейс шаттл», «Буран». СЭС с ЭХГ была применена на борту беспилотного КА «Биоспутник» для отработки системы обеспечения жизнедеятельности.

Выбор электрохимической системы водород–кислород обусловлен следующими основными причинами:

высокая теоретическая удельная энергия (3660 Вт·ч/кг реагентов по сравнению с 520 Вт·ч/кг для серебряно-цинковой системы);

возможность полной утилизации продукта электрохимической реакции воды в бортовых системах КА (системы жизнеобеспечения и терморегулирования);

возможность криогенного хранения водорода и кислорода, что позволяет получить наименьшие массу и объем системы хранения.

По классификации топливные элементы являются первичным химическим источником тока, в них происходит непосредственное преобразование химической энергии топлива (водород + кислород) в электрическую энергию.

Запас энергии (энергоемкость) определяется только системой хранения, в которую кон-

структивно входят и устройства для подачи в газообразном виде рабочих тел к электродам топливных элементов (ТЭ). Все это позволило в реализованных конструкциях СЭС на основе ТЭ иметь удельную энергию, превышающую в несколько раз удельную энергию лучших химических источников тока. Разделение функций электродов дает возможность иметь длительный ресурс непрерывной работы ТЭ (сотни и тысячи часов). Лимитирующим фактором в ряде случаев является возможность криогенного хранения кислорода и особенно водорода.

Областью рационального применения ЭХГ на основе водородно-кислородных ТЭ являются в первую очередь низкоорбитальные пилотируемые, маневрирующие и особенно многоразовые КА с уровнем электрической мощности до 100 кВт при продолжительности полета до 1–1,5 месяцев.

Основные термодинамические характеристики водородно-кислородных ТЭ при стандартных условиях приведены в табл. 5.3.5.

СЭС с ЭХГ на основе ионообменной катионной мембраны была применена в 1965 г. на борту КА «Джемини». Невысокая рабочая температура ЭХГ не позволила использовать этот тип ЭХГ для полетов к Луне из-за невозможности отвести избыточную тепловую энергию. Для программы «Аполлон» для энергообеспечения основного блока разработан ЭХГ, обладающий более высокими энергетическими характеристиками и высокой рабочей тем-

5.3.5. Термодинамические характеристики для водородно-кислородных ТЭ

Параметры	Реакция в ТЭ	
	$H_2 + \frac{1}{2}O_2 \rightarrow H_2O$ (жидкость)	$H_2 + \frac{1}{2}O_2 \rightarrow H$ (газ)
Изменение энтальпии, Дж/моль	-286	-242
Изменение энтропии, Дж/(моль·К)	-163	-44,5
Изменение свободной энергии Гиббса, Дж/моль	-237	-228
Число электронов, участвующих в электрохимическом превращении энергии одной молекулы	2	2
Электродвижущая сила, В	1,23	1,19
Термодинамический КПД, %	83	94

пературой. Для аналогичной программы Н1-ЛЗ был создан космический ЭХГ «Волна-20».

Для осуществления программы многоразовых транспортных космических систем «Спейс Шаттл» и «Буран» потребовались разработка и создание ЭХГ с еще более высокими удельными характеристиками, что удалось достигнуть переходом на новый конструктивный тип ТЭ — низкотемпературный элемент с матричной мембраной, увеличивающей мощность почти в 7 раз, ресурс — в 4 раза, при этом удельная масса уменьшилась в 3 раза.

Принципиальная структурная схема СЭС МТКС «Буран» приведена на рис. 5.3.11. Электрохимический генератор тока обеспечивает выработку электроэнергии с заданными параметрами, которая поступает в приборный модуль и далее к потребителям. Генерируемая вода подается в систему обеспечения жизнедеятельности корабля. Длительная работа ЭХГ

обеспечивается организацией продувок рабочими телами соответствующих газовых камер батарей ТЭ и аварийным сбросом воды при ее избытке. Избыток тепла через генераторный теплообменник отводится в систему обеспечения теплового режима. Часть тепловой энергии от ЭХГ используется в газожидкостном теплообменнике для подогрева рабочих тел и для их газификации (в случае необходимости).

Во всех реализованных проектах СЭС применено криогенное хранение водорода (в сверхкритическом состоянии) и кислорода (в докритическом и сверхкритическом состояниях), что позволяет иметь наименьшие массу и объем системы хранения.

Традиционной схемой отвода тепла является применение жидких теплоносителей с циркуляцией хладагента и в ряде случаев с применением наработанной воды в испарительных устройствах для снятия пиковых тепловых нагрузок (например, орбита Луны).

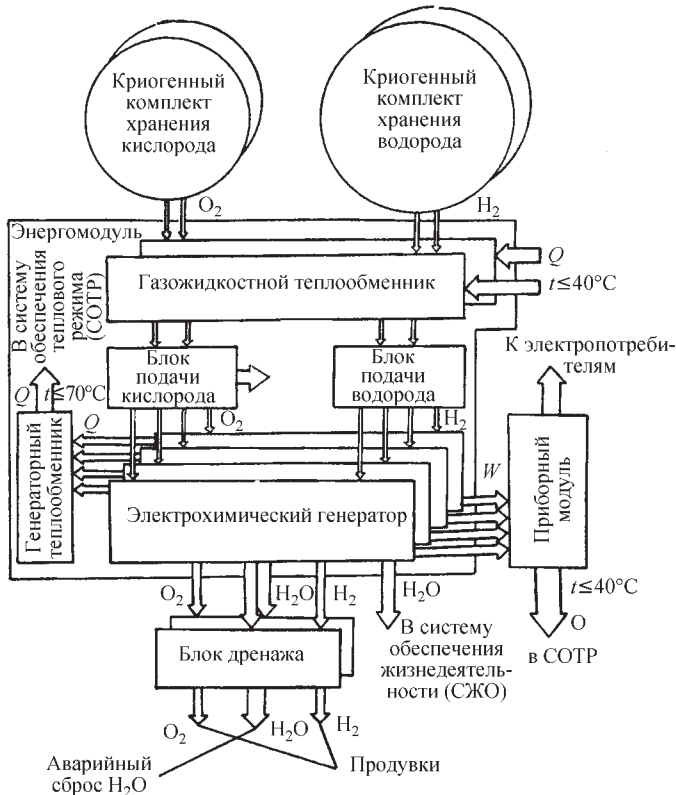


Рис. 5.3.11. Структурная схема СЭС МТКС «Буран»

Для многоразовых транспортных космических систем имеется возможность съема части СЭС и ее замены после нескольких полетов в связи с выработкой ресурса ЭХГ. Имеется возможность установки дополнительных криогенных комплектов с рабочими телами в случае необходимости увеличения продолжительности полета КА и увеличения требуемой энергоемкости.

Основные характеристики штатных СЭС приведены в табл. 5.3.6.

5.3.5. ХИМИЧЕСКИЕ АККУМУЛЯТОРНЫЕ БАТАРЕИ

Химические АБ начали применять в составе системы электроснабжения КА с начала развития космической техники. С ростом сроков активного существования и электрической мощности систем электропитания последовательно осуществлялся переход от одного типа АБ к другому.

Первыми были разработаны и введены в штатную эксплуатацию серебрено-цинковые

5.3.6. Основные характеристики штатных СЭС

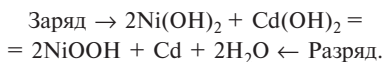
Программа	Джемини	Биоспутник	Аполлон (основной блок)	МТКС «Спейс Шаттл»	Н1-Л3 (лунный орбитальный корабль)	МКС «Буран»
Разработчик	Дженерал Электрик		Пратт-Уитни		ОАО «РКК «Энергия»	
Шифр (название) ЭХГ	—	—	РС-3А	РС-17С	Волна-20	Фотон
Электролит	—	—	72...77 % КОН	30...40 % КОН		
Число ТЭ в батарее	32		31	32		32
Напряжение ЭХГ, В	23...31		27...31	27,5...32,5	27...34	25...34
Мощность ЭХГ, кВт:						
минимальная	0,12	—	0,42 (31 В)	2	0,1	2
номинальная	0,64	0,135	1,42 (27 В)	12	1,1	10
пиковая (кратковременная)	1,05	—	2,3 (20,5 В)	16	≤ 2,0	15
Масса ЭХГ, кг	32,85	13,6	111	115,7	75	160
Расчетный ресурс, ч	500	720	500	2000	500	2000
Удельная масса ЭХГ, кг/кВт (по номинальной мощности)	52,3	100	78	9,6	68,2	16
Удельный расход рабочих тел, кг/(кВт·ч)	0,48...0,55	—	0,35...0,38	0,36...0,38	≤ 0,47	≤ 0,4

аккумуляторы (СЦАБ), имеющие высокие показатели по удельным энергомассовым характеристикам, но ограниченное число заряд-разрядных циклов, что в начальный период удовлетворяло предъявляемым требованиям. СЦАБ являются основным типом накопителей энергии, функционирующих на низких орбитах, с максимальным сроком активного существования до 0,5 — 1 года. Для обеспечения заданного ресурса СЦАБ используются с небольшой глубиной разряда (5...15 %). Необходимость расширения ресурсных возможностей АБ привела к замене серебряно-цинковых аккумуляторов на серебряно-кадмиевые и серебряно-водородные аккумуляторы, что повысило срок активного существования КА до двух лет.

Для дальнейшего увеличения сроков активного существования КА потребовалось применение других электрохимических систем, которые хотя и уступают системам на основе серебра, но позволяют обеспечить длительный циклический ресурс. Наибольшее распространение получили никель-кадмиевые и никель-водородные аккумуляторные батареи. Наиболее ресурсно-способными остаются никель-кадмиевые батареи, их опережают никель-водородные батареи, промежуточное положение между ними занимают никель-металлгидридные батареи. Большие потенциальные возможности имеют литий-ионные аккумуляторные батареи, имеющие наивысшие показатели по удельным энергомассовым характеристикам.

Никель-кадмиевые аккумуляторы (НКА) являются основными источниками тока бортовой энергетики.

Основным процессом в НКА является протекание электрохимической реакции:



НКА призматической формы изготавливают в двух исполнениях. Аккумуляторы типа НКГ (герметичные) состоят из положительных и отрицательных электродов металлокерамической конструкции. Аккумуляторы типа НКГК состоят из металлокерамических положительных электродов и отрицательных электродов без спеченной никелевой основы. Блоки электродов устанавливают в тонкостенные металлические корпуса, которые могут иметь ребра жесткости.

Большинство НКА для космической техники снабжены датчиками давления, настроенными на предельное давление газа, выделяющегося в конце заряда $(1,0...1,5) \cdot 10^5$ Па.

НКА допускают следующие способы заряда: гальваностатический с контролем по времени и сообщением не более 120 % емкости, снятой на предыдущем разряде, или по напряжению на клеммах аккумулятора; потенциостатический при постоянном напряжении на клеммах аккумулятора с контролем тока в цепи заряда. Оба способа заряда могут также контролироваться кулонометрически по сообщаемой емкости и барометрически в аккумуляторах с датчиком давления.

Срок службы НКА составляет 1000...2000 циклов с разрядом на полную емкость и до нескольких десятков тысяч циклов в зависимости от глубины циклирования. Продолжительность эксплуатации составляет 3—5 лет на низкоорбитальных КА и 6—8 лет на высоких и геосинхронной орбитах. НКА допускают длительное хранение (10—15 лет) в заряженном состоянии при условии подзаряда. Саморазряд НКА при нормальных климатических условиях не превышает 30 % в месяц.

Батареи НКА работоспособны как внутри, так и вне герметичного отсека КА. Корпусы батарей, как правило, имеют форму параллелепипеда с элементами закрепления батареи в аппарате. Для изготовления корпусов используют легкие магниевые и алюмомагниевые сплавы. На стенках или на дне и крышке батарей выполняют отверстия (окна) для обеспечения прохождения через батарею охлаждающего газа или устанавливают элементы сопряжения с монтажной платой для контактной теплопередачи.

Контроль заряда и разряда батарей при эксплуатации осуществляется по датчикам предельного напряжения (иногда с термозависимыми уставками), датчикам минимального напряжения батареи и минимального напряжения каждого аккумулятора или групп аккумуляторов, индикаторам конца заряда — датчикам давления, установленным на каждом аккумуляторе, счетчикам ампер-часов и т.д.

Характеристики никель-кадмиевых аккумуляторов и аккумуляторных батарей приведены в табл. 5.3.7.

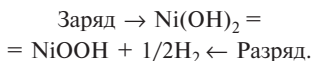
Никель-водородный аккумулятор. Никель-водородный аккумулятор (НВА) представляет собой герметичный щелочной аккумулятор, сочетающий в себе традиционный

5.3.7. Характеристики НКА

Параметры	Отечественные НКА типа		Зарубежные НКА типа НКГ
	НКГ	НКГК	
Удельная энергия аккумулятора, Вт·ч/кг	25...36	32...46	28...42
Удельная энергия аккумуляторной батареи (100 %-ный разряд), Вт·ч/кг	17...24	23...32	22...36
Удельная энергия аккумуляторной батареи (работа на ГСО), Вт·ч/кг	8,5...14,4	11,5...19	13,5...21,6
Ресурс, лет:			
низкая орбита	1...2	1...2	1...3
ГСО	3	3	5...10

оксидно-никелевый положительный электрод и газовый (водородный) электрод. Теоретическая удельная емкость водородного электрода в 56 раз выше, чем у кадмиевого, а сам водородный электрод является лишь местом протекания электрохимической реакции и вместо активной массы несет на себе только катализатор электрохимического окисления водорода. Последнее обстоятельство позволяет изготавливать электродный блок из электродов разных толщин. Удельная энергия НВА на 30...50 % выше, чем у НКА, даже несмотря на необходимость использования в НВА высокопрочного стального корпуса.

В НВА протекает суммарная электрохимическая реакция:



При заряде на водородном электроде выделяется водород, который накапливается в свободном внутреннем объеме НВА. Давление водорода прямо пропорционально сообщенной (зарядной) емкости. При разряде водород электрокаталитически ионизируется на водородном электроде и давление снижается. Благодаря использованию мощного газового электрода НВА весьма устойчив к действию перезаряда. Выделяющийся при перезаряде на положительном электроде кислород эффективно поглощается на отрицательном электроде. При этом давление в аккумуляторе стабилизируется, а сообщаемая энергия рассеивается в виде тепловой энергии.

Конструктивно традиционный НВА представляет собой электродный блок, состоящий из положительных оксидно-никелевых электродов и отрицательных каталитических водородных электродов, между которыми находятся элементы для хранения щелочи. Электроды имеют дисковую форму и разделяются сепаратором из пористого полимерного электроизоляционного материала. Водородный электрод имеет практически неограниченный ресурс работы, а уникальная возможность контролировать степень заряженности НВА по давлению водорода обеспечивает простоту, надежность и эффективность управления батареей НВА. Это обстоятельство, а также достаточно высокая удельная энергия (50...60 Вт·ч/кг) открыли широкую перспективу применения НВА в долгоживущих, необслуживаемых системах электропитания, каковыми являются бортовые источники тока КА. Первое практическое использование НВА осуществлено в России в 1979 г. на борту одного из спутников серии «Космос». Примерно в это же время ведущая фирма США в области разработок и производства НВА «Eagle-Picher Ind.» испытала свою батарею на борту спутника NTS-2.

При разряде НВА происходит значительное выделение тепла, связанное с энтропийной составляющей электрохимической реакции. В среднем мощность тепловыделения можно оценить в 25...30 % полезной электрической мощности, отдаваемой батареями. Это обстоятельство создает серьезную проблему терморегулирования батареи при ее размеще-

5.3.8. Характеристики НВА

Параметры	Тип НВА	
	НВ-120	НВ-90
Номинальная емкость, А·ч	120	90
Энергоемкость, Вт·ч	150	114
Максимальное давление водорода, МПа	7	4,5
Масса, кг	2,1	1,7
Удельная энергия, Вт·ч/кг	71,4	67
Рабочая температура, °С	–5...+40	0...+30
Саморазряд при 20 °С, % (сут)	40 (3)	40 (3)
Срок службы, годы	12,5	7

нии на внешней поверхности КА, особенно в условиях интенсивного циклирования на низкой околоземной орбите.

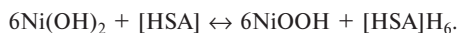
Специфическим свойством НВА является их высокий саморазряд, составляющий от 30 до 50 % за трое суток хранения. При эксплуатации на орбите величина саморазряда легко учитывается и компенсируется автоматикой системой электропитания, но при подготовке аппарата на Земле возникает необходимость заряда батареи непосредственно перед запуском, что не всегда возможно.

Батареи НВА находят широкое применение в космической технике, особенно для аппаратов на геосинхронных орбитах с прогнозируемым сроком службы 10–15 лет.

В табл. 5.3.8 приведены основные характеристики НВА высокого (аккумулятор НВ-120) и среднего (аккумулятор НВ-90) давления (ОАО «Сатурн»).

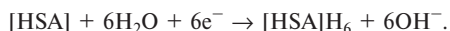
Герметичные никель-металлгидридные аккумуляторы (НМГА) являются новым классом щелочных химических источников тока.

Работа НМГА основана на электрохимической реакции:



Водородабсорбирующий сплав (Hydrogen Storage Alloy — HSA), применяемый в качестве отрицательного электрода, представляет собой сложное интерметаллическое соединение кристаллического типа AB_5 , где А — лантан или

комбинация редкоземельных металлов, В — никель и различные активирующие добавки, например, HSA типа (La–Ni–Mn–Co). При заряде электрода, содержащего HSA, происходит восстановление воды, но газообразный водород при этом не выделяется, а остается в сплаве в виде твердого раствора:



При разряде происходит окисление абсорбированного водорода непосредственно в твердой фазе, т.е. рабочее давление в НМГА определяется величиной равновесного давления водорода над HSA, которое при нормальной температуре не превышает 10^5 Па. Это обеспечивает скорость саморазряда НМГА, сравнимую с саморазрядом НКА и значительно меньшую, чем у никель-водородного аккумулятора высокого давления. Процессы электрохимической абсорбции-окисления водорода обладают высокой степенью обратимости практически со 100 %-ным выходом по току и могут обеспечить несколько тысяч циклов «заряд-разряд». При перезаряде НМГА ток ионизации кислорода на HSA в несколько раз выше, чем на кадмиевом электроде, что обеспечивает эффективное газопоглощение и позволяет отказаться от вспомогательного угольного электрода.

Отрицательный электрод НМГА изготовляют нанесением пасты из порошка HSA и связующих добавок на высокопористый токо-

5.3.9. Характеристика призматических НМГА

Параметры	Тип НМГА	
	НМГ-20	НМГ-140
Номинальная емкость, А·ч	20	140
Энергоемкость, Вт·ч	24	168
Максимальное давление, МПа	0,15	0,15
Габаритные размеры, мм	33 × 49 × 129	88 × 74 × 220
Масса, кг	0,45	2,7
Удельная энергия, Вт·ч/кг	53,3	60,0
Рабочая температура, °С	–18...+40	–18...+40
Срок службы:		
годы	5	5
циклы	2000	2000

проводящий каркас из никеля с последующим прессованием или прокаткой.

В качестве положительного электрода используют традиционный оксидно-никелевый электрод щелочных аккумуляторов, тип и конструкция которого определяются конкретными требованиями к НМГА.

НМГА в отличие от большинства электрохимических вторичных источников тока при заряде выделяет тепловую энергию, а при разряде — поглощает. Это упрощает задачу оптимизации терморегулирования батареи.

Фактически НМГА (табл. 5.3.9) является источником тока, очень удачно сочетающим в себе высокую удельную энергию и долговечность НВА и конструктивную простоту НКА.

Литий-ионные аккумуляторы (ЛИА) обладают высокой массовой удельной энергией, длительным сроком службы, надежностью и безопасностью в эксплуатации. Существенное повышение энергетических характеристик аккумуляторных батарей является актуальной задачей при разработке системы электроснабжения для КА нового поколения.

Удельные энергетические характеристики (весовые и объемные) ЛИА превышают соответствующие характеристики НВА и НКА в 2–3 раза при большем сроке службы и числе циклов заряд — разряд.

В ЛИА в качестве анода используют углеродный материал, способный обратимо внедрять (интеркалировать) литий. В качестве катода применяют литированные оксиды переходных металлов. Сепаратором служит мелкопористый полимерный материал. Электролит состоит из литиевых солей, растворенных в смешанных апротонных растворителях. Исключение металлического лития как активного материала анода в ЛИА значительно повышает их безопасность и надежность.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Белан Н.В., Летин В.А. и др. Бортовые энергосистемы космических аппаратов на основе солнечных элементов и химических батарей: ч. 1. Харьков: Изд. ХАИ, 1992.
2. Бордина Н.М., Летин В.А. Моделирование вольт-амперных характеристик солнечных элементов и солнечных батарей. М.: Информ-электро, 1986.
3. Богущ И.П., Грязнов Г.М., Жаботинский Е.Е. и др. Космическая термоэмиссионная ЯЭУ по программе «Топаз». Принципы конструкции и режимы работы // Атомная энергия. Т. 70. Вып. 4. 1991. С. 211.
4. Васильев А.М., Ландсман А.П. Полупроводниковые фотопреобразователи. М.: Советское радио, 1971.

5. **Грязнов Г.М., Жаботинский Е.Е., Зродников А.В. и др.** Термоэмиссионные реакторы-преобразователи космических ЯЭУ // Атомная энергия. Т. 66. Вып. 6. 1989. С. 374.
6. **Грязнов Г.М., Жаботинский Е.Е., Пупко В.Я. и др.** Основные задачи и результаты испытаний ЯЭУ по программе «Топаз» // Атомная энергия. Т. 70. Вып. 4. 1991. С. 214.
7. **Итоги науки и техники.** Генераторы прямого преобразования тепловой и химической энергии в электрическую: т. 1 / Г.Л. Резников. Электрохимические генераторы. М.: Изд. ВИНТИ, 1974.
8. **Капель А., О'Салливан Д., Марплинар Ж.К.** Мощные системы преобразования энергии космических аппаратов / ТИИЭР. 1988. Т. 76. № 4. С. 98–116.
9. **Колтун М.М.** Оптика и метрология солнечных элементов. М.: Наука, 1985.
10. **Кодоков В.М., Чегуров В.А., Шуб Л.М., Голенков Г.А.** Радионуклидные энергетические устройства космического назначения // доклад на VII симпозиуме по космической ядерной энергетике. США, Альбукерке, 1990.
11. **Лидоренко Н.С., Мучник Г.Ф.** Электрохимические генераторы. М.: Энергоиздат, 1982.
12. **Пономарев-Степной Н.Н.** Ядерная энергетика в космосе // Атомная энергия. Т. 66. Вып. 6. 1989. С. 371.
13. **Подшивалов С.А., Иванов Э.И., Муратов Л.И. и др.** Энергетические установки космических аппаратов / под общ. ред. Д.Д. Невяровского и В.С. Викторова. М.: Энергоиздат, 1982.
14. **Раушенбах Г.** Справочник по проектированию солнечных батарей. М.: Энергоатомиздат, 1983.
15. **Саркисов А.А., Якимов В.А., Каплар Е.П.** Термоэлектрические генераторы с ядерными источниками теплоты. М.: Энергоиздат, 1987.
16. **Саймон У.Э., Норед Д.М.** Системы электропитания пилотируемых космических аппаратов // ТИИЭР. Т. 75. № 3. 1987. С. 6–45.
17. **Системы электроснабжения космических летательных аппаратов** / под ред. И.Н. Орлова // серия «Электрооборудование транспорта». Т. 7 // Итоги науки и техники. ВИНТИ, 1991.
18. **Теньковцев В.В., Центер Б.И.** Основы теории и эксплуатации герметичных никель-кадмиевых аккумуляторов. Л.: Энергомашиздат, 1985.
19. **Топливные элементы** // пер. с англ. под ред. В. Митчелла, Л.: Судостроение, 1966.
20. **Тури Д.А., Джонсон Р.А., Хемлер Р.Ж. и др.** Космическая радиоизотопная энергетическая программа США // Отраслевая юбилейная конференция «Ядерная энергетика в космосе»: тезисы докладов. Ч. II. Доклады иностранных специалистов. Обнинск, 1991. С. 31–52.
21. **Ушаков Б.А., Никитин В.Д., Емельянов И.Я.** Основы термоэмиссионного преобразования энергии. М.: Атомиздат, 1974.
22. **Фильшгих В.** Топливные элементы. М.: Мир, 1968.
23. **Центер Б.И., Люзлов Н.Ю.** Металл-водородные электрохимические системы. Теория и практика. Л.: Химия, 1989.
24. **Юсти Э., Винзель А.** Топливные элементы // пер. с нем. М.: Мир, 1964.
25. **Gary L. Bennett.** Soviet Space Nuclear Reactor Incidents: Perception Versus Reality Presentation to the 7th Symposium on Space Nuclear Power Systems. Albuquerque, USA, Jan. 1990.
26. **Jack F. Mondt, Vincent C. Truscello, Alan T. Marriott.** «SP-100 Power Program». Eleventh Symposium, Space Nuclear Power and Propulsion, Albuquerque, NM, 1994. P. 143–155.
27. **Moser R.L.** High-Voltage, High-Power, Architecture Consideration, Proc. 20th Intersoc., Energy Convers. Eng. Conf., V. 1, 1985. P. 410–415.
28. **Nikitin V.P., Ponomarev-Stepnoy N.N., Nikolaev U.V. et al.** Small Space NPS with Single-Cell TFE Thermionic Reactor-Converter. Anniversary Specialist Conference on Nuclear Power Engineering in Space. Selected Papers. Obninsk, May 35–19, 1990. P. 260–267.

Глава 5.4

СИСТЕМА ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА КА

Для нормального функционирования КА необходимо, чтобы температура элементов конструкции, оборудования и приборов находилась в допустимых пределах на всех этапах эксплуатации, в том числе, при подготовке КА к полету, на участке выведения, при нахождении на околоземном или в космическом пространстве, а для аппаратов, совершающих посадку на поверхность планет, также при аэродинамическом нагреве при торможении и после посадки в условиях пребывания на планете. Поставленная задача решается с помощью бортовой системы обеспечения теплового ре-

жима (СОТР) КА, с использованием в условиях транспортирования, технической и стартовой позиции средств наземного термостатирования.

При полете КА СОТР функционирует постоянно и поддерживает допустимые уровни температур благодаря перераспределению тепла между элементами конструкции, сбрасывая избытки тепла из отсеков КА в окружающее космическое пространство. Условия эксплуатации в космическом пространстве являются определяющими при выборе принципиальной схемы и создании СОТР.

5.4.1. ОСОБЕННОСТИ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Полет КА вне атмосферы Земли происходит в сложном радиационном поле Солнца, планеты и крайне разреженной космической среде, так что на поверхности аппарата возникают большие перепады температур. Зоны КА, облучаемые Солнцем, могут нагреваться свыше $100\text{ }^{\circ}\text{C}$, а зоны, обращенные в открытое космическое пространство, могут охлаждаться до минус $100\text{ }^{\circ}\text{C}$ и ниже.

Поскольку полет КА протекает практически в вакууме, то основным видом теплообмена между КА и окружающей средой является излучение, причем на поверхности КА падают лучистые потоки прямого солнечного излучения, солнечного отраженного от Земли излучения и собственного излучения Земли. Остаточная атмосфера Земли на высотах до 1000 км приводит к дополнительным тепловым потокам в результате соударений молекул и атомов с поверхностью аппарата. Перечисленные потоки частично поглощаются наружными поверхностями КА и определяют внешние тепловые нагрузки, которые изменяются с течением времени при изменении ориентации изделия относительно источников излучения — Солнца и планеты, а также вследствие экранирования одних элементов другими при движении КА.

Экипаж, работающее оборудование и приборы создают внутренние тепловые нагрузки, которые также изменяются со временем. Для характеристики внутренних тепловых нагрузок обычно выделяют: дежурное тепловыделение, среднесуточное максимальное и минимальное тепловыделение, тепловыделение в самом напряженном сеансе работы аппаратуры.

Тепловой баланс КА складывается из тепловых потоков, поглощенных внешними поверхностями КА и выделившихся внутри него, и тепловых потоков, отданных в окружающее пространство излучением с наружных поверхностей.

В простейшем случае внешнего теплообмена установившуюся температуру плоского элемента с площадью поверхности F рассчитывают из уравнения теплового баланса, имеющего вид:

$$A_s E_s F \cos \alpha + \epsilon \varphi E_g F + Q_c = \epsilon \sigma T^4 F,$$

где A_s — коэффициент поглощения поверхностью солнечного излучения; E_s , E_g — плотности солнечного и земного потоков; α — угол между нормалью элемента поверхности и направлением на Солнце; ϵ — степень черноты поверхности; Q_c — теплоподвод к элементу за счет теплопроводности; σ — постоянная Стеффана-Больцмана; φ — коэффициент облученности элемента Землей.

Если поверхность облучается только Солнцем, то равновесная температура элемента при отсутствии внутреннего теплоподвода определяется соотношением

$$T_p = \sqrt[4]{\frac{A_s E_s}{\epsilon \sigma}}.$$

В зависимости от значений внешних и внутренних тепловых нагрузок возможны три варианта обеспечения теплового режима:

во всех режимах эксплуатации КА во внутренних объемах наблюдается избыток тепла и требуется создание систем, обеспечивающих регулируемый отвод тепла из отсека (схема положительного баланса);

во всех режимах эксплуатации в отсеках наблюдается недостаток тепла и требуется создание систем, обеспечивающих подвод тепла (схема отрицательного баланса);

при эксплуатации КА может иметь место недостаток и избыток тепла, так что требуется создание систем, обеспечивающих как подвод, так и отвод тепла (схема нулевого баланса).

Исходными данными для оценки принципов построения СОТР являются:

температурные требования к элементам конструкции, оборудования и системам КА;

параметры траектории полета и предполагаемые ориентации изделия;

длительность эксплуатации;

предполагаемая программа тепловыделений, основные источники тепловыделений и их теплофизические характеристики;

конструктивная схема КА и характеристики его элементов, включая массовую сводку элементов и оборудования.

Температурные требования или требования к тепловому режиму КА обычно определяются в техническом задании на СОТР, которое включает перечень допустимых температур оборудования и конструкции, необходимых температур и расходов теплоносителей, обеспечивающих нормальный полет КА. Так, например, температуры основных элементов КА типа орбитальной станции «Мир» должны изменяться в диапазонах:

внутренние поверхности корпуса гермоотсека от + 5 до + 40 °С;

внутренние поверхности стекла иллюминаторов от +10 до + 40 °С;

двигательные установки (ДУ), трубопроводы ДУ от 0 до 30 °С;

внешние антенны ± 100 °С;

солнечные батареи ± 70 °С.

Скорости воздуха в гермоотсеках станции в вентилируемых зонах могут быть в диапазоне от 0,1 до 1 м/с.

Проектирование СОТР носит поэтапный характер и начинается практически одновременно с проектированием КА, когда характеристики конструкции и приборно-агрегатного оборудования аппарата еще недостаточно известны и уточняются в процессе разработки.

С целью уменьшения влияния внешнего излучения на тепловой режим выносного оборудования и корпус гермоотсеков используются пассивные средства терморегулирования (экранно-вакуумная тепловая изоляция, терморегулирующие покрытия и др.). Создается стабилизированное тепловое состояние ограниченного числа (опорных) элементов и организуются необходимые тепловые связи остального оборудования с этими элементами, а излишки тепла сбрасываются в космическое пространство через радиатор-излучатель активной системы терморегулирования (СТР). Передача тепла между элементами регулируется газовыми или жидкостными теплоносителями, протекающими по воздуховодам или контурам гидромагистралей СТР. Передача тепла между элементами КА может осуществляться с помощью тепловых труб. Отдельные элементы конструкции и приборы могут иметь также автономные источники термостатирования, например, электронагреватели.

Для КА, существующих кратковременно, возможно использование теплоемкости самого аппарата в качестве теплового аккумулятора или сброса тепла испарительной системой, когда удаление тепла в окружающее пространство обеспечивается за счет испарения запасаемого рабочего тела и выброса паров за борт.

Для пилотируемых КА при решении задачи обеспечения теплового режима требуется учитывать влажностное состояние газовой среды обитаемых отсеков КА. Сбор и удаление из газовой среды этих отсеков паров воды, выделяемых экипажем, агрегатами и устройствами систем жизнеобеспечения экипажа, осуществляются специально разрабатываемыми средствами осушки воздуха. В составе СОТР некоторых КА, например, пилотируемых транспортных кораблей типа «Союз», разрабатываются холодильно-сушильные агрегаты (ХСА), обеспечивающие, наряду с охлаждением воздуха, его осушку.

Для обеспечения надежности и экспериментальной проверки характеристик СОТР проектирование проводится с учетом возможности ее наземной отработки, а при необходимости разрабатываются моделирующие экспериментальные установки.

Таким образом, СОТР КА состоит из пассивных средств терморегулирования, активной системы терморегулирования, а также автономных средств нагрева. Для пилотируемых КА разрабатываются автономные средства осушки воздуха.

Задача обеспечения теплового режима КА распадается на решение следующих основных задач:

определение внешнего лучистого теплообмена конструкции и выносного оборудования КА;

выбор средств и схемы обеспечения теплового режима КА, определение необходимых площадей радиатора-излучателя и его характерных температур;

определение теплового состояния оболочки гермоотсеков, теплопотерь или теплопритоков через нее как основного опорного расчетного элемента при различных орбитах и ориентациях изделия;

определение температур приборно-агрегатного оборудования и движущихся теплоносителей;

экспериментальная проверка проектных параметров СОТР и теплового режима КА.

5.4.2. ПАССИВНЫЕ СРЕДСТВА ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ

Пассивные средства терморегулирования (ПСТР) позволяют изменить и придать элементам конструкции необходимые теплофизические характеристики.

Специальные терморегулирующие покрытия (ТРП), наносимые на поверхность материалов внешних элементов конструкции КА, обеспечивают определенные оптические свойства A_s и ϵ и изменяют уровни температур элементов. В зависимости от отношения A_s/ϵ ТРП подразделяют на истинные поглотители (черные краски $A_s \approx 1$; $\epsilon \approx 1$), солнечные по-

глотители ($A_s \approx 1$; $\epsilon \leq 0,2$), солнечные отражатели ($A_s \leq 0,2$; $\epsilon \approx 1$) и истинные отражатели ($A_s \leq 0,2$; $\epsilon \leq 0,2$). Важным свойством ТРП является стабильность их оптических характеристик при длительной эксплуатации в космосе. Ультрафиолетовое излучение, солнечный ветер, потоки протонов и электронов, а также атомарный кислород остаточной атмосферы Земли (для низколетающих КА) приводят к деградации оптических характеристик ТРП, что необходимо учитывать при проектировании КА. Начальные оптические характеристики обычно применяемых ТРП приведены в табл. 5.4.1.

5.4.1. Начальные оптические характеристики ТРП

Наименование покрытия	Коэффициент поглощения солнечной радиации A_s	Степень черноты ϵ
<i>Покрытия класса «солнечные отражатели»</i>		
Силикатное покрытие ТР-со-2	0,19...0,21	0,92
Силикатное покрытие ТР-со-12	0,18	0,92
Кварцевое стекло с напылением серебра К-208Ср	0,08...0,1	0,9
Пленочное покрытие ТР-со-ФСр	0,17	0,7
Эмаль АК-512 белая	0,30	0,85
Эмаль АК-573 белая	0,24	0,85
<i>Покрытия класса «солнечные поглотители»</i>		
Покрытие на основе углерода ТО-12	0,84	0,25...0,35
<i>Покрытия класса «истинные отражатели»</i>		
Химически полированный алюминий	0,08...0,12	0,03...0,06
Кратковременное анодирование	0,2	0,2
Эмаль ВЭ-30	0,2	0,2
<i>Покрытия класса «истинные поглотители»</i>		
Эмаль АК-512 черная	0,94...0,98	0,93...0,97
Эмаль АК-243 черная	0,95...0,98	0,92
Эмаль ФП-5246	0,95...0,98	0,96
Специальное анодирование	0,92...0,97	0,94...0,96

Для придания требуемых оптических свойств внешнего оборудования КА используются также тепловые защитные ткани. Оптические защитные ткани также подвержены деградации под действием факторов космического пространства, особенно, когда в процессе полета возрастает плотность потока солнечного излучения на поверхность КА (например, для АМС типа «Венера» с 1400 до 2700 Вт/м²).

В качестве технических средств терморегулирования на основе изменения оптических свойств поверхностей могут использоваться:

сбрасываемые крышки, под которыми находятся поверхности с другими значениями A_s и ϵ ;

жалюзи, которые обеспечивают два возможных набора оптических коэффициентов A_s и ϵ ;

подвижные тепловые защитные экраны, которые позволяют изменять тепловой баланс КА.

В качестве теплоизоляционных материалов внутри гермоотсеков КА используют материалы на основе пенополиуретана и другие, тогда как для теплоизоляции оборудования, размещенного в негерметичных отсеках, для внешнего приборно-агрегатного оборудования, а также корпуса КА, используют экранно-вакуумную тепловую изоляцию (ЭВТИ).

Пакеты или маты ЭВТИ, покрывающие конструкцию, представляют собой большое число радиационных экранов с высокой отражательной способностью, разделенных мало-теплопроводной тканевой сеткой, или посредством «тиснения» самих экранов (или клееного ворса). Экраны изготавливают из майларовой или каптоновой металлизированной пленки. Разделительную сетку изготавливают из шелковых нитей или стекловуали. Снаружи пакеты ЭВТИ покрывают облицовочной тканью.

Термическая проводимость (сопротивление) пакета ЭВТИ определяется процессами излучения между экранами, теплопроводностью по местам контакта и давлением остаточного газа, так что она существенно зависит от конструкции пакетов, технологии их изготовления и условий эксплуатации КА (число слоев, локальное обжатие, степень перфорации, уровень температур, вырезы в изоляции и др.). Если в лабораторных условиях образцы ЭВТИ имеют термическое сопротивление $R = 100...200 \text{ К}\cdot\text{м}^2/\text{Вт}$, то в реальных условиях теплоограждающая кон-

струкция КА с ЭВТИ может иметь $R = 10...40 \text{ К}\cdot\text{м}^2/\text{Вт}$ за счет наличия тепловых мостов. Как показали результаты наземной тепловакуумной и летной отработки станции «Салют 7», тепловые притоки через теплоограждающую конструкцию станции соответствуют удельному термическому сопротивлению ЭВТИ не более $R = 40 \text{ К}\cdot\text{м}^2/\text{Вт}$.

Из других пассивных средств терморегулирования КА следует отметить средства, использующие фазовый переход рабочего тела: тепловые трубы и тепловые аккумуляторы.

Тепловая труба представляет собой герметичную полость, заполненную рабочим телом, которое испаряется в зоне повышенной температуры (в испарителе) и конденсируется в зоне низкой температуры (в конденсаторе). Доставка жидкости от конденсатора к испарителю осуществляется с помощью капиллярных сил по капиллярной структуре, размещенной внутри трубы. Благодаря использованию скрытой теплоты парообразования удается получить теплопроводы на основе тепловых труб с высоким эффективным коэффициентом теплопроводности, превышающим на несколько порядков теплопроводность металлов. Характеристики применяемых тепловых труб с капиллярной структурой в виде аксиальных каналов по внутренней стороне оболочки приведены в табл. 5.4.2.

Важное применение в СОТР нашли контурные тепловые трубы, в которых капиллярная структура в виде мелкодисперсного пористого тела (с открытыми порами) локально размещается в зоне подвода тепла. При испарении жидкости внутри трубы пористое тело работает как капиллярный насос. Мелкодисперсная структура с порами менее 1 мкм может создавать необходимый напор для циркуляции жидкости после конденсации пара в зоне отвода тепла. В СОТР КА могут применяться системы аксиальных и контурных тепловых труб, наиболее часто используемых в КА негерметичного исполнения.

Для поддержания температур элементов конструкции в требуемых пределах в течение ограниченного промежутка времени или при периодических тепловых нагрузках можно применять тепловые аккумуляторы, в которых за счет скрытой теплоты плавления удается отвести излишки тепла, запастись теплом в рабочем теле и возратить его элементу конструкции после прекращения воздействия тепловой нагрузки.

5.4.2. Характеристики тепловых труб

Наименование тепловых труб	Масса, кг/пм	Термическое сопротивление, °С/Вт	Тепло-транспортная способность, Вт·м	Ресурс*, лет
Одноканальные с наружным диаметром от 10 до 16 мм с однополочным профилем	0,35...0,5	0,05...0,12	50...150	35
Одноканальные с наружным диаметром 14 мм с двухполочным профилем высотой 19 мм	0,5	0,03	150	
Двухканальные с внутренним диаметром 8 мм с двухполочным профилем высотой 13 мм	0,7	0,1	180	19

* Подтверждено наземными ускоренными ресурсными испытаниями.

5.4.3. АКТИВНЫЕ СРЕДСТВА ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ

Системы с использованием только пассивных средств терморегулирования применяются обычно для КА, имеющих внутренние объемы около 1...2 м³, с оборудованием, выделяющим небольшое (до 100...150 Вт) количество тепла. У таких КА достигаются низкие значения относительной массы СОТР (до 1,5 % общей массы КА). При этом тепло от приборно-агрегатного оборудования удается распределить с помощью теплопроводов на большие массы КА (корпус, баки ДУ и др.) и уменьшить нагрев приборов и конструкции до допустимых пределов.

При возрастании энергопотребления КА и росте удельных внутренних тепловыделений для охлаждения оборудования используют газовые и жидкостные теплоносители. Такие системы терморегулирования подразделяют на газовые, жидкостные и газожидкостные (при одновременном использовании двух типов теплоносителей). Пассивные средства терморегулирования по-прежнему применяют для уменьшения необходимых диапазонов регулирования температур конструкции. Относительные массы СОТР при газовых СТР КА с энергопотреблением до 600...800 Вт составляют 3...5 % общей массы КА, а при газожидко-

стных СТР КА с энергопотреблением свыше 1 кВт относительная масса СОТР составляет 6...10 % массы КА.

Для газовых СТР разработаны системы газопроводов и схемы вентиляции герметичных отсеков. В таких системах газ, отобрав тепло от оборудования, направляется в узкий щелевой зазор, вытянутый вдоль части корпуса, освобожденного в этом месте от ЭВТИ. Здесь газ охлаждается вследствие излучения тепла в космос через металлическую стенку. Такое устройство для охлаждения газа принято называть радиационным газовым теплообменником. Циркуляция газа по системе обеспечивается с помощью вентиляторов (табл. 5.4.3).

Для осуществления циркуляции жидкостного теплоносителя строят разветвленную сеть магистралей, охватывающих основные источники тепловыделений, а также элементы конструкции, которые могут переохлаждаться в процессе эксплуатации КА (места посадки внешнего оборудования, оправы иллюминаторов, шлюзовые камеры и др.). Для передачи тепла от газа к жидкости используют газожидкостные теплообменники, а сброс тепла от жидкости в космос осуществляется в специальной конструкции — радиационном жидкостном теплообменнике. Для сброса больших

5.4.3. Технические и эксплуатационные характеристики вентиляторов

Наименование агрегата	Масса, кг	Энергопотребление, Вт	Статический напор, мм вод.ст.	Расход, л/с	Ресурс, ч
Вентилятор осевого типа с открытой крыльчаткой 17КС.53Ю 5004-0	0,65	4,5	—	—	10 000
Вентилятор осевого типа 17КС.53Ю 5005-0	0,75	4,0	1,5	10	
Вентилятор осевого типа 17КС.53Ю 5006-0А	3,4	40	8,0	80	
Воздушный электроподогреватель осевого типа 17КС.53Ю 5007-0	2,2	10	1,0	40	
Вентилятор осевого типа 17КС.53Ю 5008-0	2,4	20	4,0	80	
Вентилятор осевого типа 17КС.53Ю 5009-0	3,0	21	4,0	65	20 000
Вентилятор центробежного типа 17КС.53Ю 5010-0	2,0	30	15	40	10 000
Вентилятор осевого типа 17КС.53Ю 5011-0	1,2	10	1,0		
Вентилятор центробежного типа во влагозащитном исполнении 17КС.53Ю 5015-0	2,0	40	(15±1)		
Вентилятор центробежного типа 17КС.53Ю 5016А-0	2,0	27	12	5	20 000
Вентилятор осевого типа 11Ф615.52Ю 5005А77-0	1,5	18	6,5	50	
Блок вентиляторов осевого типа 11Ф615.52Ю 5017А77-0	2,5	36	7,0	80	10 000
Блок вентиляторов осевого типа 11Ф615.52Ю 5022А77-0	2,2	16	4,0	60	
Блок вентиляторов осевого типа 19К.53Ю 5002А30-0	5,0	23	8,0	55	

количество тепла при «пиковых» тепловых нагрузках могут использоваться испарительные теплообменники.

Радиационный теплообменник (РТО) представляет собой излучающую металлическую

панель, на которой приварены трубки с теплоносителем в виде навитого змеевика или параллельного ряда трубок. РТО крепится на металлическом корпусе КА, а на его излучающую поверхность наносят ТРП, причем для РТО-излу-

чателей выбирают покрытия с $A_3 = 0,1...0,2$ и $\epsilon = 0,8...0,9$, тогда как покрытия РТО-нагревателей имеют $A_3 = 0,7...0,8$ и $\epsilon = 0,2...0,3$.

С целью уменьшения массы и повышения надежности РТО в последнее время используют РТО на тепловых трубах, которые транспортируют тепло от жидкостного контура по поверхности панели РТО (например, на

станции «Мир»). При этом уменьшается вероятность пробоя микрометеоритами трубопроводов с жидким теплоносителем.

Использование жидкостного теплоносителя обеспечивает более высокие по сравнению с газом коэффициенты теплоотдачи: $100...300 \text{ Вт}/(\text{м}^2 \cdot \text{К})$ вместо $5...10 \text{ Вт}/(\text{м}^2 \cdot \text{К})$. Поэтому для охлаждения РЭА с большой

5.4.4. Теплофизические свойства теплоносителей

Теплоноситель	Плотность, $10^3, \text{ кг}/\text{м}^3$	Теплоемкость, $\text{ кДж}/(\text{кг} \cdot \text{К})$	Кинематическая вязкость, $10^{-5}, \text{ м}^2/\text{с}$	Теплопроводность, $\text{ Вт}/(\text{м} \cdot \text{К})$	Температура замерзания, К	Состав
Вода	1,0	4,18	1,0	0,558	273	Вода
ЛЗТК-1	0,81	2,43	1,98	0,2	223	Этиловый спирт
ЛЗТК-2	0,69	1,88	0,7	0,15	163	Изооктан
ЛЗТК-3	0,98	1,6	5,3	0,14	239	Дитолилметан
ЛЗТК-4	0,81	2,0	2,4	0,17	233	Минеральное масло
ЛЗТК-5	1,04	3,6	2,5	0,44	253	Водный раствор этиленгликоля
А-40	1,07	3,26	4,4	0,44	233	
А-65	1,09	3,0	6,6	0,45	213	
11ФД	1,8	0,92	1,3	—	203	Фторорганическая жидкость
ПМС-1,5р	0,85	1,84	1,6	0,13	163	Кремнийорганическая жидкость
Ф-ТА	1,406	1,276	0,39	—	173	Фреон
Ф-11А	1,456	1,017	0,25	0,07	179	
Ф-11	1,476	0,878	0,3	0,09	163	
Ф-21	1,368	1,07	0,23	0,102	138	
ТРИОЛ	1,1	3,68	3,0	0,48	265	Вода, глицерин с антикоррозионными и антифрикционными добавками
ТЕМП	1,065...1,095	3,6	2,8...3,7	0,44	255	Водный раствор этиленгликоля

Примечание. Температура воспламенения, °С: ЛЗТК-1 — 285; ЛЗТК-2 — 278; ЛЗТК-3 — 418; ЛЗТК-4 — 373; ПМС-1,5р — 328.

удельной мощностью применяют термоплаты, представляющие собой плоские жидкостно-кондуктивные теплообменники, на которых размещается оборудование (блоки РЭА, научные приборы, и др.). Движение жидкости по магистралям осуществляется с помощью

насосов и насосных агрегатов. В основном используют центробежные электрические насосы. Теплофизические свойства жидкостных теплоносителей КА приведены в табл. 5.4.4, а характеристики типовых насосов — в табл. 5.4.5.

5.4.5. Технические и эксплуатационные характеристики электронасосных агрегатов

Наименование агрегата	Масса, кг	Энергопотребление, Вт	Статический напор, кгс/см ²	Расход, см ³ /с	Ресурс, ч	Теплоноситель
Электронасосный агрегат из одноступенчатого насоса центробежного типа 17КС.52Ю 5001-0	3	52	0,6	100	5000	ТЕМП
Электронасосный агрегат из двухступенчатого насоса центробежного типа 17КС.52Ю 5002-0	3	80	0,5	250	10 000	ПМС-1,5р
Электронасосный агрегат из двухступенчатого насоса центробежного типа 17КС.52Ю 5003-0	1,8	17	0,1	250	10 000	ПМС-1,5р
Электронасосный агрегат из двухступенчатого насоса центробежного типа 17КС.52Ю 5072-0	6,0	100	1,8	100	4600	ТЕМП, ТРИОЛ
Электронасосный агрегат из двух двухступенчатых насосов центробежного типа, установленных на одном валу (работают оба насоса) 17КС.52Ю 5079-0	8,0	140	1,0	190	100 000	ПМС-1,5р
Электронасосный агрегат из двух двухступенчатых насосов центробежного типа (работает один из насосов) 33У.3592.001	4,3	17	0,40	70	5000	ТЕМП, Антифриз 40
Электронасосный агрегат из двух одноступенчатых насосов центробежного типа (работает один из насосов) 33У.3592.002	4,1	13,5	0,20	100	5000	ЛЗ-ТК-2
Электронасосный агрегат из двух одноступенчатых насосов центробежного типа (работает один из насосов) 33У.3592.003	4,2	17	0,25	70	5000	ТЕМП, Антифриз 40
Электронасосный агрегат из двух одноступенчатых насосов центробежного типа (работает один из насосов) 33У.3592.004	4,7	13,5	0,20	100	5000	ЛЗ-ТК-2

В зависимости от теплового состояния оборудования и теплоносителя, активные СТР по показаниям температурных датчиков могут изменять или перераспределять расходы по трактам движения теплоносителя и тем самым регулировать сброс тепла из отсека через РТО. Активная СТР представляет собой совокупность теплообменных агрегатов, сети магистралей (трактов теплоносителя) и блоков автоматики с чувствительными элементами, позволяющими регулировать расходы теплоносителя и количество передаваемого тепла.

Типичная схема газожидкостной СТР показана на рис. 5.4.1. Здесь тепло, полученное газом от оборудования, передается в газожидкостном теплообменнике (ГЖТ) жидкости внутреннего контура СТР. В этом контуре установлены термоплаты приборно-агрегатного оборудования. Теплота в жидкостно-жидкостном теплообменнике (ЖЖТ) передается во внешний контур, в котором также могут устанавливаться потребители тепла, например, двигательные установки. Тепло из внешнего контура излучается в окружающую среду через РТО. Циркуляция теплоносителей в контурах осуществляется электронасосными агрегатами, обычно состоящими из двух насосов. В каждом жидкостном контуре имеется специальное устройство — компенсатор. В процессе полета температура теплоносителя изменяется так, что вследствие теплового расширения изменяется объем жидкости внутри сети и теплообменных агрегатов. Компенсатор представ-

ляет собой дополнительный объем для слива и подачи необходимого количества жидкости при реальном тепловом состоянии КА.

Основные технические характеристики теплообменников приведены в табл. 5.4.6 и 5.4.7, а характеристики компенсаторов приведены в табл. 5.4.8.

Построение с двумя жидкостными контурами (внутренним и внешним) используется в пилотируемых орбитальных станциях, предназначенных для длительной эксплуатации в космосе. Оно позволяет использовать во внутреннем контуре пожаробезопасный нетоксичный теплоноситель, а во внешнем контуре — теплоноситель с широким диапазоном рабочих температур.

В двухфазных СТР теплоноситель изменяет свое агрегатное состояние в теплообменных агрегатах: теплообменниках-испарителях и теплообменниках-конденсаторах, а для прокачки жидкости используется механический насос. Чтобы избежать кавитации, насос размещается в жидкостной петле и жидкость переохлаждается на 2...3 К от температуры фазового перехода. Температура фазового перехода зависит от давления в контуре и регулируется специальным агрегатом — тепловым гидравлическим аккумулятором. Применительно к мощным энерговооруженным космическим платформам до 30 кВт двухфазная СОТР обеспечивает выигрыш по массе в 2–3 раза и по энергопотреблению до 10 раз по сравнению с однофазным жидкостным контуром.

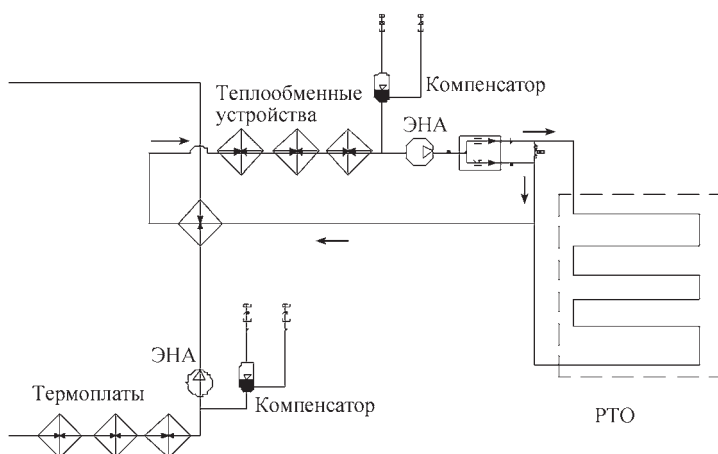


Рис. 5.4.1. Структурная схема газожидкостной СТР

5.4.6. Эксплуатационные характеристики жидкостно-жидкостных теплообменников

Индекс агрегата и вид теплообменника	Теплоноситель	Расход теплоносителя, см ³ /с	Расчетное значение теплосъема на градус входного перепада температур, Вт/°С	Гидравлическое сопротивление полости, мм вод.ст.	Объем жидкостной полости, л	Масса, кг
ЖЖТ 17КС.52Ю 5009А-0 Трехполостной пластинчато-ребристый рекуператор	ПМС-1,5р ЛЗ-ТК-5 (ТЕМП, Триол)	200 100	180	400 200	1,25 1,25	6,4
ЖЖТ 17КС.52Ю 5008А-0 Трехполостной пластинчато-ребристый рекуператор	ПМС-1,5р ЛЗ-ТК-5 (ТЕМП, ТРИОЛ)	125 50	100	550 300	1,25 1,25	4,8
ЖЖТ 11Ф615.52Ю 5010А77-0 Двухполостной пластинчато-ребристый рекуператор	ЛЗ-ТК-2 ТЕМП	100 70	90	200 200	0,5 0,5	2,0
ЖЖТТ 11Ф615.52Ю 5011А77-0 Двухполостной пластинчато-ребристый рекуператор	ЛЗ-ТК-2 (ПМС-1,5р) ОЖ-40	100 250	80	300 3000	0,3 0,3	1,3
ЖЖТ 11Ф732. 6004-047 Двухполостной пластинчато-ребристый рекуператор	ПМС-1,5р (ЛЗ-ТК-2) ОЖ-40	100 250	75	100 3000	0,2 0,2	1,0

5.4.7. Эксплуатационные характеристики газожидкостных теплообменников

Индекс агрегата и вид теплообменника	Теплоноситель	Расход теплоносителя, см ³ /с (для воздуха л/с)	Расчетное значение теплосъема на градус входного перепада температур, Вт/°С	Гидравлическое сопротивление полости, мм вод.ст.	Масса, кг
ГЖТ 17КС.52Ю 5023-0 Трехполостной пластинчато-ребристый	ТЕМП (ТРИОЛ) Воздух	50 160	90	300 1,5	9,5
ГЖТ 11Ф615.52Ю 5004А77-0 Двухполостной пластинчато-ребристый	ЛЗ-ТК-2 (ПМС-1,5р; ТРИОЛ) Воздух	100 100	50	250 2,0	7,0
ГЖА 11Ф35.51Ш 5001-0 Двухполостной пластинчато-ребристый	ЛЗ-ТК-5 (ПМС-1,5р; ТРИОЛ) Воздух	55 150	100	300 2,0	15,5

Окончание табл. 5.4.7

Индекс агрегата и вид теплообменника	Теплоноситель	Расход теплоносителя, см ³ /с (для воздуха л/с)	Расчетное значение теплосъема на градус входного перепада температур, Вт/°С	Гидравлическое сопротивление полости, мм вод.ст.	Масса, кг
ГЖА 11Ф615.52Ю 5006А77-0 Двухполостной пластинчато-ребристый	ЛЗ-ТК-2 (ПМС-1,5р; ТРИОЛ) Воздух	100 100	50	250 2,0	10,0
ХСА 11Ф615.52Ю 5008А77-0 Двухполостной пластинчато-ребристый	ТЕМП (ТРИОЛ) Воздух	35 65	28 (влажность не менее 200 г/ч)	150 8,0	13,2
ХСА 11Ф615.52Ю 5020А77-0 Двухполостной пластинчато-ребристый	ТЕМП (ТРИОЛ) Воздух	35 56	15 (влажность не менее 100 г/ч)	150 8,0	13,6
Блок кондиционирования воздуха 17КС.52Ю1060-0 Пластинчато-ребристый	ЛЗ-ТК-5 (ТЕМП) Воздух	100 80	90 (влажность не менее 450 г/ч)	700 14,0	59,4

5.4.8. Технические и эксплуатационные характеристики компенсаторов

Компенсаторы	Рабочая жидкость и газовая среда	Диапазон рабочих температур теплоносителя, °С (диапазон рабочих давлений, кгс/см ²)	Объем внутренней полости (объем вытесняемой жидкости), л	Ресурс (количество циклов переключения)	Масса (не более), кг
17КС. 52Ю 5006-0 с металлическим сильфоном	ПМС-1,5р; ТЕМП; ТРИОЛ и газовая смесь азота с гелием	(-10...+50) (0,5...2,5) (0...+40) (0,5...5)	6,6 (4,5)	12,5 · 10 ⁴	5,4
17КС.52Ю 5007-0 с металлическим сильфоном	ПМС-1,5р; ЛЗ-ТК-5; ТЕМП и газовая смесь азота с гелием	-50...+50 (0,5...2,5)	4 (2)	3 · 10 ⁴	4,23

Окончание табл. 5.4.8

Компенсаторы	Рабочая жидкость и газовая среда	Диапазон рабочих температур теплоносителя, °С (диапазон рабочих давлений, кгс/см ²)	Объем внутренней полости (объем вытесняемой жидкости), л	Ресурс (количество циклов переключения)	Масса (не более), кг
11Ф732.8031-0 с резиновой мембраной	ЛЗ-ТК-2; ЛЗ-ТК-5; ТЕМП и газовая смесь азота с гелием	0...+40 (0,5...2,0)	1,8 (1,3)	5000	1,25
11Ф732.8035-0 с резиновой мембраной	ЛЗ-ТК-2; ЛЗ-ТК-5; ТЕМП и газовая смесь азота с гелием	0...+40 (0,5...2,0)	3,9 (3,4)	5000	4,2
11Ф732.8042-0 с резиновой мембраной	ПМС-1,5р и газовая смесь азота с гелием	- 20...+50 (0,5...2,5)	0,29 (0,22)	2500	0,68

5.4.4. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ТЕПЛО ВАКУУМНАЯ ОТРАБОТКА

Тепловую обработку КА проводят на уровне отработки элементов и агрегатов, систем КА и тепловакуумных испытаний (ТВИ) изделия в целом. При выборе режимов ТВИ обычно имитируются предельные тепловые режимы перегрева, переохлаждения и основной вариант внешних тепловых нагрузок. По результатам испытаний проверяют соответствие температурных условий для конструкции и приборов требованиям технических заданий, подтверждают или уточняют характеристики СОТР, уточняют принятые математические модели и определяют возможность проведения летных испытаний.

Вследствие больших размеров внешних антенн и солнечных батарей, других разворачиваемых в космосе элементов конструкции КА, тепловакуумные испытания могут проводиться без таких элементов. Эти элементы испытывают в ТБК отдельно с возможной имитацией теплообмена в узлах крепления.

Крупногабаритные КА и орбитальные станции при испытаниях могут члениться на отдельные технологические модули. Такие испытания принято называть побочными ТВИ. Для таких испытаний требуется разработка методики переноса результатов испытаний блоков (модулей) на изделие в целом. Такая методика основана на использовании тепловых математических моделей аппарата и СОТР и проведении расчетов для условий орбитального полета и условий тепловакуумных испытаний.

Особой сложностью отличается ТВИ КА при использовании в СОТР тепловых труб. При проектировании КА должно быть предусмотрено, что при размещении КА в ТБК для испытаний все тепловые трубы СОТР располагаются строго по горизонтали, так как аксиальные тепловые трубы уже при наклонах 1...2° из-за сил гравитации не обеспечивают расчетной теплопередающей способности. Для СОТР со скрещенными тепловыми трубами требуется проводить развертку конструкции или испытывать СОТР по фрагментам. По-

следнее должно быть учтено при проектировании КА, когда каждая система тепловых труб отвечает за тепловой режим отдельных групп приборов. В этом случае возможно членение СОТР на фрагменты.

5.4.5. МЕТОДЫ РАСЧЕТА ТЕПЛОВЫХ РЕЖИМОВ

Расчет внешнего лучистого теплообмена.

Для расчета внешнего лучистого теплообмена КА должны быть приняты некоторые модели излучения Солнца и Земли. Обычно принимают, что солнечные лучи параллельны, а плотность солнечного потока в районе Земли составляет $E_s^\circ = 1356...1423 \text{ Вт/м}^2$. Собственное излучение Земли и отраженное от нее солнечное излучение принимается диффузным. При межпланетном полете плотность солнечного потока изменяется по уравнению:

$$E_s = E_s^\circ / \rho,$$

где ρ — расстояние от Солнца до КА, измеренное в астрономических единицах. Спектр отраженного от планет солнечного излучения совпадает со спектром Солнца. Альbedo планет a усредняется и принимается постоянным по всей освещенной поверхности. Плотность отраженного солнечного потока E_r определяется соотношением:

$$E_r = aE_s(\cos\psi + |\cos\psi|)/2,$$

где ψ — зенитное расстояние.

Плотность собственного излучения планеты описывается уравнением:

$$E_e = C_1 + C_2 (\cos\psi + |\cos\psi|) / 2,$$

где $C_1 = (1 - a)E_s/4$ и $C_2 = 0$ для Земли и Венеры, имеющих атмосферу; $C_1 = 0$ и $C_2 = (1 - a)E_s$ для Луны и Меркурия, лишенных атмосферы; $C_1 = 46 \text{ Вт/м}^2$ и $C_2 = 310 \text{ Вт/м}^2$ для Марса. Чтобы избежать нулевых температур неосвещаемой Солнцем поверхности Луны на основании натурных измерений КА «Клементина» следует принять $C_1 = 6,5 \text{ Вт/м}^2$. Температура неосвещенной части поверхности Луны и Меркурия определяется тепловыми потоками из недр планеты.

Для ИСЗ описанную модель внешних источников часто называют моделью «трех констант»:

$$E_s^\circ = 1396 \text{ Вт/м}^2, E_e = 220 \text{ Вт/м}^2 \text{ и } a = 0,3.$$

Указанная модель является приближенной, и при необходимости могут использо-

ваться более точные модели внешних источников, учитывающие сезонные изменения E_s , солнечную активность, а также широтные и сезонные изменения величины альbedo и зеркально-диффузное отражение солнечных лучей от планет. Однако модель «трех констант» обладает достаточной простотой и позволяет провести многопараметрические расчеты теплового режима КА сложной формы с минимальными затратами машинного времени.

При расчетах падающих и поглощенных внешних лучистых потоков поверхность КА наиболее часто аппроксимируется плоскими площадками и определяются положения нормалей к этим площадкам относительно Солнца и планет в связанной с КА системе координат при известной траектории движения и ориентации изделия.

При расчете падающих на поверхность КА лучистых потоков должно быть учтено возможное экранирование i -й площадки другими площадками изделия. С этой целью сама i -я площадка разбивается на малые площадки и из центров этих площадок проводятся лучи на внешние источники. На основании формул аналитической геометрии определяется возможное пересечение этих лучей с другими элементами конструкции и тем самым определяется граница тени и степень затенения i -й площадки в целом.

Эффективным способом расчета экранирования так же, как и расчета угловых коэффициентов при диффузной модели лучистого теплообмена, является использование метода Монте-Карло. В этом случае с расчетного элемента случайным образом с равномерной пространственной вероятностью выбрасываются лучи и проводится расчет относительного числа лучей, минующих экран и достигающих другой расчетный элемент.

На поверхности КА сложной формы происходит обмен лучистой энергией между отдельными площадками за счет переотражений и перизлучений.

Таким образом, расчет внешнего лучистого теплообмена КА приводится с учетом спектрального состава радиационных потоков путем отдельных расчетов солнечного и инфракрасного излучений, экранирования и многократных отражений излучения внешних источников и собственного излучения элементов конструкции КА.

Расчет температурных полей конструкции.

Для расчета нестационарных температурных

полей внешнего оборудования и наружных элементов конструкции используется метод тепловых балансов, при котором совокупность оборудования и конструкция рассматриваются как система, состоящая из n тел, находящихся в лучисто-кондуктивном теплообмене друг с другом.

Лучистый теплообмен в системе n тел может включать внешнее солнечное излучение, инфракрасное излучение планеты и собственное излучение тел. Для определения составляющих результирующего лучистого потока на поверхности тела можно воспользоваться уравнениями для эффективных потоков солнечного излучения и эффективных инфракрасных потоков.

Указанный методический подход расчета температурного режима конструкции КА использован в пакете прикладных программ TERM совместно с методикой расчета падающих и поглощенных потоков от Солнца и планеты на конструкцию КА.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Авиационно-космическая** техника и технологии // сборник научных трудов ХАИ им. Н.Е. Жуковского, г. Харьков. Вып. 13. 1999. С. 41–49, 55–60.
2. **Альтов В.В., Залетаев С.В., Старостин А.Н. и др.** Пакет прикладных программ по расчету теплового режима ЛА в орбитальном полете — «ТЕРМ» // ОФАП САПР, СИБ. М.: Госфонд алгоритмов и программ, 1984. № 33.
3. **Андрейчук О.Б., Малахов Н.Н.** Тепловые испытания космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1982.
4. **Андриянов В.В. и др.** Автоматические планетные станции. М.: Наука, 1973.
5. **Берзин И.С., Жидков Н.П.** Методы вычислений: т. 11. Физматгиз, 1962.
6. **Залетаев В.М., Капинос Ю.В., Сургучев О.В.** Расчет теплообмена космического аппарата. М.: Машиностроение, 1979.
7. **Корбанов Г.П., Цветков А.П., Белов А.П., Сухнев В.А.** Внешний теплообмен космических объектов. М.: Машиностроение, 1977.
8. **Космонавтика** и ракетостроение. ЦНИИмаш. 2004. № 36. С. 114–117.
9. **Малоземов В.В.** Тепловой режим космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1980.
10. **Моделирование** тепловых режимов космических аппаратов и окружающей его среды / под ред. Г.И. Петрова. М.: Машиностроение, 1971.
11. **Основы** теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике / под ред. В.И. Кошкина. М.: Машиностроение, 1975.
12. **Основные** положения по проектированию СОТР ЛА. Расчет внешних тепловых нагрузок и лучистого теплообмена летательных аппаратов. РДК по обеспечению тепловых режимов. Т. 1. 1988.
13. **Расчет** температурных полей конструкции ЛА и его элементов. РДК по обеспечению тепловых режимов. Т. 2. 1989.
14. **Расчет** температурных полей теплоносителей, массоэнергетических характеристик систем терморегулирования и их элементов. РДК по обеспечению тепловых режимов. Т. 3. 1989.
15. **Спэрроу Э.М., Сесс Р.Д.** Теплообмен излучением. Л.: Энергия, 1971.

Раздел 6

ОСОБЕННОСТИ ТЕХНОЛОГИИ ПРОИЗВОДСТВА РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ

Ракетно-космическая техника (РКТ) относится к сложным техническим системам, работающим в многофакторных и к настоящему времени еще до конца не изученных условиях. Это отражается на технологиях ее производства. РКТ при достаточно больших размерах должна иметь относительно малую массу, а значит, применяемые конструкционные материалы должны быть высокопрочными, т.е. должны позволять создавать конструкции со стенками малой толщины, при этом обеспечивающими высокую герметичность. Применяемые методы создания соединений должны обеспечивать их долговечность, такую же как и у конструкционных материалов, и не увеличивать массу конструкции.

Применяемые методы неразрушающего контроля и дефектоскопии должны выявлять дефекты таких малых размеров, которые в других видах техники считаются допустимыми. Следует осуществлять диагностику состояния работающих изделий РКТ на Земле с выявлением причин появления дефектов, которые могут привести к сбоям в работе этих изделий в космосе.

Все это обуславливает технические особенности производства РКТ. Основные из них рассматриваются в данном разделе.

Так, в *области заготовительного производства* рассматриваются особотонкостенные отливки из алюминиевых сплавов с высокой размерной стабильностью, получение точных вакуумно-плотных заготовок из высокопрочных материалов методом бестигельной плавки и направленного затвердевания, основы процессов получения биметаллических отливок, поверхностное пластическое деформирование, алмазное выглаживание, упрочнение отверстий раскатыванием, ротационная вытяжка крупногабаритных деталей, технология изготовления коллекторных узлов и листовых заготовок, пластическое формоизменение листовых биметаллов, керамики в высокотемпературных газотурбинных установках (ГТУ);

в *области размерной обработки и напыления*: особенности технологии электрохимиче-

ской (ЭХО) и электрофизической (ЭФО) обработки деталей двигателей, вакуумная технология напыления жаростойких покрытий, иглофрезерование стыкуемых кромок крупногабаритных сборочных единиц перед сваркой, автоматизированная зачистка при механической обработке деталей, нанотехнология, лезвийная обработка, банк методов крепления пластин в конструкциях сборных резцов;

в *области сварки и пайки*: автоматическая сварка вольфрамовым электродом в защитной газовой среде неповоротных стыков труб, технология импульсно-дуговой сварки плавящимся электродом конструкций из алюминиевых сплавов, сварка плавящимся электродом толстостенных конструкций из жаропрочных материалов, повышение качества сварных соединений из алюминиевых сплавов при электронно-лучевой сварке, технология современного процесса сверхпластического деформирования и диффузионной сварки многослойных силовых конструкций, бесфлюсовая высокотемпературная пайка трубопроводов с применением локального нагрева, технология изготовления паяных слоистых конструкций, вакуумная пайка узлов из алюминиевых сплавов и др.;

в *области сборки и испытаний*: технология сборки ракетно-космических изделий, сборка точных приборов, новые средства контроля герметичности, новые средства демпфирования колебаний элементов стендов для гидродинамических испытаний агрегатов, модели процесса отработки и оценка требуемого числа испытаний, планирование процесса испытаний ЛА с использованием модели «надежность—время—стоимость—объем мероприятий», конструкторско-технологические особенности при создании двигателей;

в *области дефектоскопии и диагностики, автоматизации*: неразрушающий контроль качества металлов и их неразъемных соединений, оптимальные задачи контроля параметров изделий и стабильности технологических процессов, автоматизированный контроль и диагностика сложных пневмогидравлических

объектов, технологические принципы построения систем контроля в автоматизированном производстве;

в области подготовки производства: интегрированная система технологического обеспечения (ИСТО) цикла «исследование—разработка—производство» новых изделий и сертификация соответствия, анализ конструкторско-технологических решений (КТР) на ранних этапах разработки, метод комплексной оптимизации КТР при статистическом учете функциональных связей, вопросы информационной технологии комплексного анализа КТР, комплексная оптимизация КТР при модификации.

Глава 6.1

ЗАГОТОВИТЕЛЬНОЕ ПРОИЗВОДСТВО

6.1.1. ОСОБОТОНКОСТЕННЫЕ ОТЛИВКИ ИЗ АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВОВ С ВЫСОКОЙ РАЗМЕРНОЙ СТАБИЛЬНОСТЬЮ

В технологии получения отливок, толщины стенок которых в 2–3 раза меньше, чем по общепринятым стандартам, введением ребер жесткости, рифлений, специальных сечений удается обеспечить требуемые конструктивную прочность и жесткость деталей. Узлы, состоящие из нескольких деталей, ранее изготавливаемых сваркой, пайкой, клепкой, успешно заменяются литыми тонкостенными деталями.

Во избежание лишней механической обработки литых деталей, а также для получения отливок с высокими показателями точности и качества необходимо соблюдать определенные правила конструирования и требования по технологичности. Первое из них — это принцип равенности. Толщины двух сопрягаемых стенок не должны различаться более чем в 4 раза. В противном случае сопряжения стенок необходимо выполнять плавными. Деталь с местными скоплениями металла следует проектировать с учетом принципа направленного затвердевания. Толщины стенок деталей регламентируются требуемыми по условиям работы прочностью и жесткостью. Значения толщин стенок и ребер жесткости при литье по выплавляемым моделям рекомендуется принимать в соответствии с предпочтительным рядом толщин: 1,0; 1,3; 1,6; 2,0; 2,5 мм. Меньшая толщина стенок обеспечивается спе-

циальными технологическими приемами. Жесткость и прочность тонкостенных деталей обеспечивается введением ребер жесткости, отбортовок, рифлений. Их толщина должна составлять 0,6 толщины стенок отливки, но не менее 1 мм. При конструировании отливок необходимо назначать самые грубые классы точности, допустимые условиями работы изделия и технологическими требованиями по механической обработке отливок.

Для сопрягаемых и посадочных размеров, поля допусков которых значительно уже полей допусков на размеры отливок, следует предусматривать механическую обработку. При литье под давлением припуск на механическую обработку не должен превышать 0,7 мм. Параметры шероховатости литых поверхностей составляют при литье под давлением не более 3,2 мкм, а при литье по выплавляемым моделям 20...40 мкм. Максимальные габаритные размеры отливок по выплавляемым моделям 300×400×450 мм, а при литье под давлением ограничиваются параметрами оборудования. Для изготовления тонкостенных деталей наибольшее распространение получили сплавы системы Al–Si, Al–Si–Mg марок АК12 (АЛ2) и АК7 (АЛ9). Для изготовления отливок высокоточных приборов разработан новый сплав АК8М (АЛ32) — термически упрочняемый, высокопрочный, с высокими характеристиками размерной стабильности.

Тонкостенные отливки изготавливают литьем по выплавляемым моделям (ЛВМ) с заливкой в керамические или гипсоналивные формы и литьем под давлением (ЛПД) с заливкой в металлические формы.

ЛВМ с заливкой в керамические формы используют для получения крупногабаритных деталей (диаметром 450 мм) с развитой наружной поверхностью сложной конфигурации. Сплав заливают без опок и опорного наполнителя в специальные формы из инертных материалов, которые нагревают до 873...923 К, а затем интенсивно охлаждают для сохранения механических свойств. При толщине стенок 1 мм применяют заливку в вакуумированную форму на специальной вакуумно-заливочной камере. Для керамических форм как связующее используют этилсиликат, а для огнеупорного покрытия — пылевидный кварц (маршалит). В качестве огнеупоров применяют также электрокорунд, плавный кварц, циркон и т.д., обладающие малым температурным коэффициентом линейного расширения и химической инертностью к расплавленному металлу.

Отливки размером 200...250 мм со сложными внутренними полостями и отверстиями малых диаметров, удаление огнеупорной керамики из которых затруднено, изготавливают литьем по выплавляемым моделям в гипсоналивные формы, нагретые до 423...523 К, с использованием вакуумного всасывания при заливке. Формовочный материал — жидкоразведенная суспензия из гипса и пылевидного кварца. Процесс характеризуется отличной заполняемостью тонких сечений (до 1 мм) со сложными, труднодоступными для выбивки полостями. Разработан и применяется усовершенствованный процесс получения отливок с толщиной стенок 0,8...1,0 мм и протяженностью 300...350 мм.

6.1.2. ПОЛУЧЕНИЕ ТОЧНЫХ И ВАКУУМНО-ПЛОТНЫХ ЗАГОТОВОК ИЗ ВЫСОКОПРОЧНЫХ МАТЕРИАЛОВ МЕТОДОМ БЕСТИГЕЛЬНОЙ ПЛАВКИ И НАПРАВЛЕННОГО ЗАТВЕРДЕВАНИЯ

При повышенных требованиях к герметичности крупногабаритных отливок массой до 300 кг из высокопрочных сталей и жаропрочных сплавов литье из тигельных печей в формы, нагретые до 1250...1300 К, имеет недостатки — невысокий выход годных отливок (60...80 %) вследствие дефектов усадочного происхождения и значительный расход жидкого металла (КИМ 0,2...0,4). Опасность поражения отливок усадочными дефектами вынуждает увеличивать толщину стенок деталей и, соответственно, металлоемкость изделия. Можно выделить следующие направления повышения качества литых деталей из высокопрочных материалов:

пористость не более 0,1 % и герметичность $1 \cdot 10^{-8}$... $1 \cdot 10^{-9}$ м³·Па/с — достигаются при изготовлении отливок в вакуумных плавильно-заливочных установках ИСВ-0,6 с применением приемов направленного затвердевания: создания технологических уклонов в стенках в направлении прибылей, регулирования теплового режима литейной формы и др.;

остаточная пористость 0,01...0,05 % и герметичность 10^{-10} ... 10^{-11} м³·Па/с — соответствуют показателям деформированного металла по новой технологии;

использование качественных шихтовых заготовок вакуумного и электрошлакового переплава;

бестигельная плавка шихтовых заготовок, исключая длительный контакт расплава с керамикой;

регулируемое направленное затвердевание расплава в литейной форме.

Реализация этих направлений позволяет осуществлять управляемый процесс последовательно направленного формирования кристаллического строения отливок при незатрудненном питании затвердевающих объемов расплавом с повышенной чистотой по неметаллическим включениям и пленам. Основной способ создания регулируемого направленного затвердевания отливок — охлаждение металла формы на водоохлаждаемом кристаллизаторе при постепенном выводе ее из кристаллизационной печи или, что более эффективно, охлаждение в жидкометаллическом расплаве с небольшой температурой плавления (олово, силумин), при этом достигается скорость затвердевания свыше 20 мм/мин. При производстве крупных отливок используют охлаждение формы в потоке хладагента. Охлаждение формы потоком жидкометаллического расплава силумина, прокачиваемого через кристаллизационную камеру, реализовано в установке бестигельной плавки «Кристаллизатор-106», оснащенной системой автоматического управления, со следующими техническими характеристиками: скорость оплавления заготовки 6...18 кг/мин; скорость кристаллизации 10...100 мм/мин; мощность 200 кВт; занимаемая площадь 125 м²; габаритные размеры отливок до 500×500×600 мм; масса до 200 кг. Градиент температуры в затвердевшем металле до 288 К обеспечивает повышенную плотность отливок. Достигается скорость направленного затвердевания до 120 мм/мин. Предельная скорость затвердевания отливки толщиной 8 мм из жаропрочного сплава при поддержании температуры потока хладагента в кристаллизационной камере 1023 и 1273 К зависит от высоты отливки. Предельная скорость затвердевания изменяется по параболическому закону и может снижаться при перегреве охладителя. Повышение скорости кристаллизации достигается использованием эффекта перетекания теплоты от фронта затвердевания к нижней части отливки, работающей как дополнительный холодильник. Литой металл бестигельного переплава имеет повышенные механические свойства: на 5...30 % выше по сравнению с литьем в форму. Коэффициент использования жидкого металла по новой технологии возрастает с 0,02...0,40 до 0,70...0,85.

Использование технологии бестигельной плавки и направленного затвердевания совме-

стно с высокотемпературной герметизацией и уплотнением в газостате в перспективе дает возможность получения вакуумно-плотных литых деталей с уровнем герметичности 10^{-12} м³·Па/с при остаточной пористости менее 0,01 %.

6.1.3. ОСНОВЫ ПРОЦЕССОВ ПОЛУЧЕНИЯ БИМЕТАЛЛИЧЕСКИХ ОТЛИВОК

Главное условие получения биметаллических отливок — достижение образования металлической связи между соединяемыми частями, что отличает литые биметаллы от армированных отливок с механической связью. Способы получения биметаллических отливок различаются температурными режимами, подготовкой материалов, составом защитных сред и покрытий, воздействием на процесс электромагнитных полей, вибрации, ультразвук и т.д.

При формировании биметаллических отливок сталь—чугун на основании физико-химических и технологических свойств окислительных сплавов буры и борного ангидрида с активными и стойкими добавками (по 2...6 % K_2ZrF_6 и SiO_2) разработан шлак для защиты стали от окисления в процессе предварительного нагрева перед заливкой жидкого металла. Химический состав шлака следующий (масс. доля): Na_2O 21...24; K_2O 1,0...2,8; ZrO_2 1,2...2,8; Fe общ. 0,8...2,8; SiO_2 2...6; V_2O_5 — остальное. Содержание Fe_2O_3 , Cr_2O_3 , Al_2O_3 не должно превышать 0,5 %. Вязкость такого шлака в интервале температур 1273...1423 К равна 0,4...1,0 Па·с; поверхностное натяжение 200...215 МДж/м²; плотность $(2,0...2,2) \cdot 10^3$ кг/м³. Такие характеристики шлака обеспечивают толщину пленки 0,4...0,5 мм.

При формировании биметаллических отливок на закономерности и кинетику миграции атомов и структурные превращения в зоне диффузионного взаимодействия жидкого металла с твердым влияют градиент температур, взаимодействие поверхностных слоев жидкого и твердого металлов с кислородом, структурные и полиморфные превращения, растворение и выделение легирующих элементов при распаде пересыщенного твердого раствора, термические напряжения при перераспределении мигрирующих элементов в диффузионной зоне.

Общий уровень подвижности атомов в металлах, характеризуемый коэффициентом

диффузии D , в значительной мере является температурным фактором:

$$D = D_0 \exp\left\{-\frac{E_0}{RT}\right\}.$$

Используя экспериментальные значения коэффициентов D в различных металлах и сплавах, можно сделать оценку глубины x проникновения атомов для данной температуры при известном времени диффузии t : $x = \sqrt{Dt}$.

Закономерность перераспределения атомов легирующих элементов на границе соединения слоев металла определяется следующими параметрами: отношением массы расплавленного металла G_0 к единице площади поверхности металла-основы $F_{м-о}$ ($G_0/F_{м-о}$); абсолютной начальной температурой T_1^0 жидкого металла; абсолютной начальной температурой T_2^0 поверхностного слоя металла-основы; равновесной температурой контактной поверхности $T_{к.п}^0$.

В результате математического моделирования процесса формирования биметаллических отливок установлена математическая зависимость контактной температуры $T_{к.п}^0$ от теплофизических характеристик материалов, соотношения масс металла-основы и жидкого металла:

$$T_{к.п}^0 = 346,9 + 29,385\eta + 0,5425T_2^0 + 0,011986\eta T_1^0 - 0,0070857\eta T_2^0 - 0,4421\eta^2,$$

где η — параметр, характеризующий соотношение масс основы и жидкого металла; T_1^0 — температура нагрева жидкого металла; T_2^0 — температура нагрева металла-основы.

При изотермической выдержке процесс диффузии углерода в глубь стального образца протекает до полного растворения стального образца в чугуне с получением усредненного состава. Кинетика взаимодействия в системе сталь—чугун зависит от условий заполнения литейной формы. При наличии в стали сильных карбидообразующих элементов (Cr, V, W) диффузия углерода из чугуна облегчается. На глубину зоны науглероживания оказывает влияние продолжительность контакта металлов.

При диффузионном соединении металлов получают изделия с высокими пластичностью металла-основы и износостойкостью рабочего слоя отливки. При этом достигается экономия высоколегированной стали и сплавов, а также

увеличение в 1,5–4,0 раза износостойкости изделий и межремонтных сроков работы непрерывно действующих комплексов оборудования.

6.1.4. ПОВЕРХНОСТНО-ПЛАСТИЧЕСКОЕ ДЕФОРМИРОВАНИЕ. АЛМАЗНОЕ ВЫГЛАЖИВАНИЕ

Алмазное выглаживание — это метод отделочно-упрочняющей обработки поверхности пластическим деформированием деталей — тел вращения. Процесс осуществляется алмазным кристаллом, который с заданным усилием поджимается к поверхности вращающейся детали, одновременно ему сообщается поступательное перемещение. При этом микронеровности поверхности сглаживаются, в поверхностном слое повышается твердость, формируются сжимающие остаточные напряжения, высота микронеровностей уменьшается, поверхность приобретает зеркальный блеск. В качестве деформирующего элемента при алмазном выглаживании применяют алмазные инденторы с высокой твердостью и низким коэффициентом трения по металлу. Их обрабатывают по сфере, полируют до высоты микронеровностей 0,4...0,8 мкм. Алмазным выглаживанием обрабатывают металлы, воспринимающие пластическую деформацию до твердости 60...65 HRC₃. Радиус алмазного индентора должен быть в пределах 0,75...4,00 мм. На величину и форму образующихся неровностей влияют неоднородность исходной шероховатости и твердости поверхности, колебания усилия выглаживания вследствие недостаточной жесткости механической системы станка.

При алмазном выглаживании сила P складывается на три составляющие: нормальную P_y , тангенциальную P_z , осевую P_x . Величина сил выглаживания зависит от радиуса и формы рабочей части индентора, пластичности и высоты микронеровностей поверхности, от глубины внедрения индентора в обрабатываемую поверхность, подачи. Влияние параметров обработки на значения P_x , P_y , P_z определяются следующими выражениями:

$$P_x = C_x R^{0.5} h^{1.5} \delta_r; \quad P_y = C_y R h \delta_r;$$

$$P_z = C_z R^{0.5} h^{1.5} \delta_r,$$

где C_x , C_y , C_z — коэффициенты, учитывающие условия обработки; R — радиус алмазного индентора; h — глубина внедрения; δ_r — предел текучести обрабатываемого материала.

Нормальная составляющая P_y — это сила, определяющая прохождение пластической деформации, составляющие P_x и P_z на порядок меньше нормальной силы P_y .

Применяют два способа алмазного выглаживания: с жестким и упругим креплением алмазного индентора. При алмазном выглаживании с жестким способом крепления инструмента используют жесткую кинематическую связь между индентором и деталью. Такой способ применяют главным образом для упрочнения и отделки особо точных деталей на станках повышенной точности.

При упругом креплении инструмента последний поджимается к детали с заданным усилием с помощью тарированной пружины. Этот способ обработки наиболее распространен. Сила поджатия определяется исходной высотой микронеровностей, твердостью поверхности, размером радиуса индентора. В качестве инструмента при алмазном выглаживании применяют специальные державки.

Основополагающим фактором, влияющим на высоту микронеровностей при алмазном выглаживании, является усилие поджатия инструмента (рис. 6.1.1).

На высоту микронеровностей при алмазном выглаживании существенно влияет радиус сферы алмазного индентора. Скорость алмазного выглаживания оказывает незначительное влияние на формообразование микрорельефа поверхности.

Алмазное выглаживание деталей обеспечивает формирование сжимающих остаточных напряжений в поверхностном слое и повышает их сопротивление усталости.

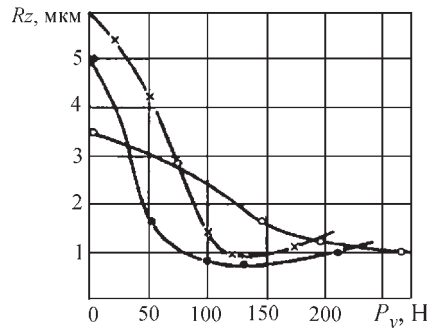


Рис. 6.1.1. Зависимость высоты микронеровностей от усилия алмазного выглаживания: × — сталь 07X16H6; ○ — сталь 12X2HВФЛ; ● — сталь 10X11H20T3P

6.1.5. УПРОЧНЕНИЕ ОТВЕРСТИЙ РАСКАТЫВАНИЕМ

Одним из методов упрочнения отверстий деталей является раскатка отверстий роликовыми раскатниками. При этом в местах соприкосновения ролика с обрабатываемой поверхностью возникают контактные сжимающие напряжения, под действием которых происходят пластическое деформирование и смятие гребешков микронеровностей. Деформирующий элемент роликовых раскатников — ролики, которые, перекатываясь по обрабатываемой поверхности отверстия, производят последовательное сглаживание микронеровностей.

На рис. 6.1.2 представлена схема наиболее распространенного роликового раскатника с коническими роликами для раскатывания отверстий диаметром 9...25 мм. Роликовый раскатник состоит из оправки 12, на концевой конической части которой в сепараторе 4 установлены конические ролики 13, упирающиеся в сухарики 3 и упоры 1 и удерживаемые обоймой 2. Сепаратор 4 прижимается через втулку 5 пружиной 6 к опорным подшипникам 7, 8, удерживая ролики 13 на конусе оправки 12. Втулка 5 с помощью винтов 9 закреплена неподвижно на гайке 10. Изменяя положение оправки 12 относительно гайки 10, можно устанавливать и изменять диаметр рабочей части раскатника. Гайка 11 служит для фиксации положения оправки 12 относительно гайки 10. Преимущество этой конструкции состоит в том, что пружина 6, поджимая сепаратор к упорному подшипнику в рабочем состоянии, позволяет свободно выводить раскатник из отверстия после окончания операции. При выводе раскатника из отверстия пружина 6 сжимается, ролики 13 смещаются по конической части оправки в сторону уменьшения диаметра, и раскатник свободно выводится из отверстия.

Конические ролики изготавливают из сталей ШХ15, ХВГ, Р18. Высота микронеровностей поверхности $Rz = 0,4...0,8$ мкм. Четыре ролика в раскатнике должны иметь разброс диаметров не более 0,002 мм.

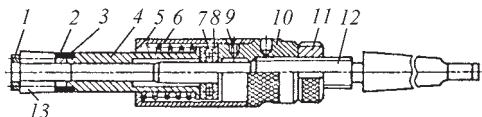


Рис. 6.1.2. Схема роликового раскатника

Ролики, опираясь своими конусами на коническую часть оправки, образуют угол 30° , который обеспечивает плавный переход роликов из зоны деформации.

Основной параметр режима раскатки отверстий — это натяг, определяющий усилия деформирования. Натяг обеспечивается превышением диаметра раскатника над диаметром предварительно обработанного отверстия. Величина натяга устанавливается регулированием диаметра рабочей части раскатника. При раскатке отверстий натяг выбирают так, чтобы обеспечить минимальное давление на поверхность, при котором достигается заданное пластическое деформирование. Большие натяги могут привести к «шелушению» поверхности отверстий, к ускоренному изнашиванию раскатников.

Оптимальный натяг при раскатке отверстий в деталях из сплава ВТУ — натяг, равный 0,05 мм, который обеспечивает снижение высоты микронеровностей до $Rz = 3,2...6,3$ мкм при увеличении диаметра отверстия на 0,02...0,03 мм.

Применение раскатки отверстий шарнирных замков лопаток газовых турбин из сплава ВТУ позволяет повысить сопротивление усталости на 15...25 % и контактную долговечность более чем в 5 раз.

6.1.6. РОТАЦИОННАЯ ВЫТЯЖКА ОСЕСИММЕТРИЧНЫХ ДЕТАЛЕЙ

Ротационная вытяжка (РВ) — это процесс локальной пластической деформации заготовки на вращающейся оправке с помощью одного или нескольких деформирующих роликов, перемещающихся по заданной траектории (рис. 6.1.3).

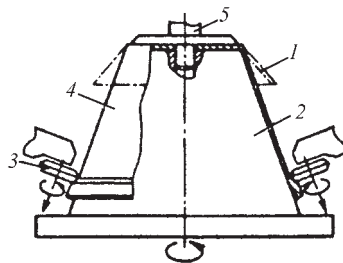


Рис. 6.1.3. Схема РВ конических деталей: 1 — заготовка; 2 — оправка; 3 — деформирующий ролик; 4 — деталь; 5 — прижим

По сравнению с традиционными методами изготовления деталей типа оболочек штамповой и механической обработками технология РВ обладает следующими преимуществами:

локализованный очаг деформации обеспечивает возможность резкого снижения рабочих нагрузок, что позволяет создавать оборудование умеренных мощности и массы при оптимальной производительности;

благоприятная схема напряженного состояния в очаге деформации обеспечивает возможность интенсивной обработки металла. За один переход РВ достигается относительная степень деформации заготовки по толщине 25...70 %, что сокращает число переходов по сравнению с вытяжкой на прессах в 3–5 раз;

достигается гибкость переналадки при изменении номенклатуры деталей, сокращаются затраты на инструментальную оснастку;

кинематика процесса обеспечивает точное регулирование размеров и высокую точность деталей (0,2...0,5 мм на 100 мм по диаметру и 5 % по толщине). Высокое качество поверхности после РВ (1,6...0,8 мкм) позволяет исключить механическую обработку и тем самым снизить расход металла;

возможность регулирования степени деформации позволяет улучшить структуру металла и получить оптимальное сочетание эксплуатационных свойств деталей, например повышенную прочность при удовлетворительной пластичности, а также повышенное сопротивление усталости и коррозионную стойкость. При изготовлении деталей из сварных заготовок сварной шов при РВ приобретает свойства основного металла.

Указанные преимущества обеспечивают снижение капитальных затрат при организации производства изделий в 1,5–3,0 раза, затрат на инструментальную оснастку в 5–10 раз, а также повышение коэффициента использования металла в 1,2–2 раза и снижение трудоемкости изготовления деталей в 2,0–4,0 раза.

Для осуществления РВ создано специализированное оборудование, позволяющее изготавливать детали цилиндрической и конической форм, а также детали с криволинейной образующей.

По степени универсальности различают универсальные станки и станы для РВ цилиндрических, конических и сферических деталей.

По расположению на оборудовании оси обрабатываемой детали различают горизонтальные и вертикальные станки и станы. Как

правило, для РВ крупногабаритных деталей используют вертикальные станы, которые по сравнению с горизонтальными станками имеют следующие преимущества: уменьшается площадь фундамента стана, в значительной степени облегчается загрузка заготовок и выгрузка деталей, а также монтаж и демонтаж оправок, имеющих значительную массу.

Созданы универсальные горизонтальные давольно-раскатные станки КЖ-9901, КЖ-9901М и СРГ1 2Х1800 с гидроследящей системой управления, используемой для РВ осесимметричных деталей диаметром до 1200 мм.

6.1.7. РОТАЦИОННАЯ ВЫТЯЖКА КРУПНОГАБАРИТНЫХ ДЕТАЛЕЙ

Ротационную вытяжку относят к числу гибких и мобильных технологий изготовления корпусных деталей и оболочек энергетических установок, имеющих тонкостенные оболочки цилиндрической и конической форм. Для ее осуществления создано специальное оборудование — станы ХТРВ-2500 и ХПКТ-2500, позволяющие изготавливать крупногабаритные детали до 2500 мм. В стане ХТРВ-2500 применена вертикальная схема компоновки с неподвижной в осевом направлении оправкой и двумя подвижными суппортами с деформирующими роликами, расположенными в замкнутой станине рамной конструкции. Его преимущества по сравнению с горизонтальным: меньшие фундамент стана и занимаемая им площадь; облегченные загрузка заготовок и выгрузка деталей, монтаж и демонтаж оправок. Однако эти станы громоздки из-за открытого типа станин и наличия подвесной упорной бабки. Технология РВ оболочек толщиной 3...8 мм обеспечивает ликвидацию сварных соединений; повышение прочностных характеристик и снижение массы на 10 %; снижение трудоемкости в 1,5–3,0 раза; уменьшение расхода металла в 1,5–2,0 раза.

В технологическую схему изготовления на стане ХТРВ-2500 крупногабаритных оболочек с криволинейной образующей из коррозионно-стойкой стали 12Х18Н10Т входят следующие операции:

плазменная вырезка дисковой заготовки; ротационная обкатка на стане ХТРВ-2500 за два перехода чашеобразного полуфабриката без утонения заготовки;

разупрочняющая межоперационная термическая обработка чашеобразного полуфабриката в шахтной электропечи;

РВ оболочки (первый переход) на стане ХТРВ-2500 со степенью обжатия по толщине заготовки $\psi = 50\%$;

разупрочняющая межоперационная термическая обработка в шахтной электропечи;

РВ оболочки (второй переход) на стане ХТРВ-2500 со степенью обжатия заготовки по толщине $\psi = 50\%$;

разупрочняющая термическая обработка в шахтной электропечи;

контроль оболочки на сплошность ультразвуковым дефектоскопом;

контроль толщины оболочки ультразвуковым толщиномером.

Процесс РВ может быть использован для термомеханического упрочнения (ТМУ) мартенситно-стареющих сталей при изготовлении из них длинномерных цилиндрических и конических деталей корпусов. Технологическая схема изготовления конических оболочек представлена на рис. 6.1.4.

Применение РВ эффективно для изготовления вытеснительных диафрагм, представляющих собой сферические оболочки переменной толщины и служащих многократно деформирующимся элементом в емкостях с переменным объемом (из алюминия марки АД1М). Технология изготовления диафрагмы методом РВ позволяет сократить число формообразующих операций в 3 раза, получить деталь с переменной толщиной и полностью исключить последующую обработку поверхности. Трудоемкость при этом снижается в 2 раза, стоимость оснастки уменьшается в 3–5 раз. В технологическую схему изготовления диафрагмы с использованием РВ входят следующие операции: вырезка дисковой заготовки; штамповка сферического полуфабриката на гидропрессе двойного действия; РВ диафрагмы переменной толщины и закатка бурта на давилно-раскатном станке.

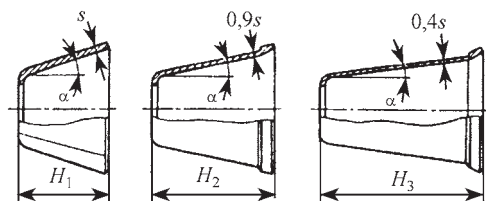


Рис. 6.1.4. Технологическая схема изготовления длинномерной конической оболочки

РВ используется для изготовления корпусных крупногабаритных конических оболочек из термически неупрочняемого алюминиевого сплава АМг6. По традиционной технологии конические оболочки изготавливались сварно-вальцованными из нагартованных плит сплава АМг6, что не обеспечивало требуемой прочности как по основному металлу, так и в зоне термического влияния сварного шва. РВ позволяет получить бесшовные конические оболочки, обеспечить при этом двойную нагартовку металла в соответствии с заданными требованиями и снизить массу деталей на 10...15 %.

6.1.8. ТЕХНОЛОГИЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ДЕТАЛЕЙ КОЛЛЕКТОРНЫХ УЗЛОВ ИЗ ЛИСТОВЫХ ЗАГОТОВОК

Коллекторные узлы относят к числу высоконагруженных деталей с высокими требованиями по прочности, герметичности и надежности в условиях работы при высоких давлениях, пульсирующих нагрузках и большом диапазоне температур. Материал деталей — жаростойкие и высокопрочные стали и сплавы типа 12Х18Н10Т, 07Х16Н6-Ш, ХН55МБЮВД, ХН58МБЮД-ИД, ХН43МТЮУ-Ш, Х12Н20Т2-Ш, 03Х12-Н10МТР-ВД, 06Х15Н6МВФБУ-Ш и др. В настоящее время созданы универсальные технологические процессы изготовления коллекторных узлов. Для автоматизации инженерных расчетов при разработке и проектировании технологического оснащения для формообразования бесшовных элементов коллекторов переменной сечения из листовых заготовок разработана программа Ulitka.

Эта технология позволила уменьшить массу деталей на 20 %, повысить их качество и надежность, на 45 % снизить протяженность сварных швов, значительно сократить трудоемкость изготовления и повысить коэффициент использования металла с 0,023 до 0,550.

Разработаны три способа формообразования из листовых заготовок бесшовных коллекторных патрубков различной конфигурации:

1. Из листовой заготовки вытягивают цилиндрический стакан с утолщенным фланцем, отрезают дно, а затем торцевой осадкой заготовку со стороны фланца одновременно гнут, раздают и калибруют на профильном пуансоне. Схемы формообразующих операций максимально интенсифицированы, и не требуется

применять прессы двойного действия. Для автоматических расчетов разработана программа Patrubok.

2. Формовку патрубка из листовой профильной заготовки U-образного сечения проводят в штампе с одновременным воздействи-

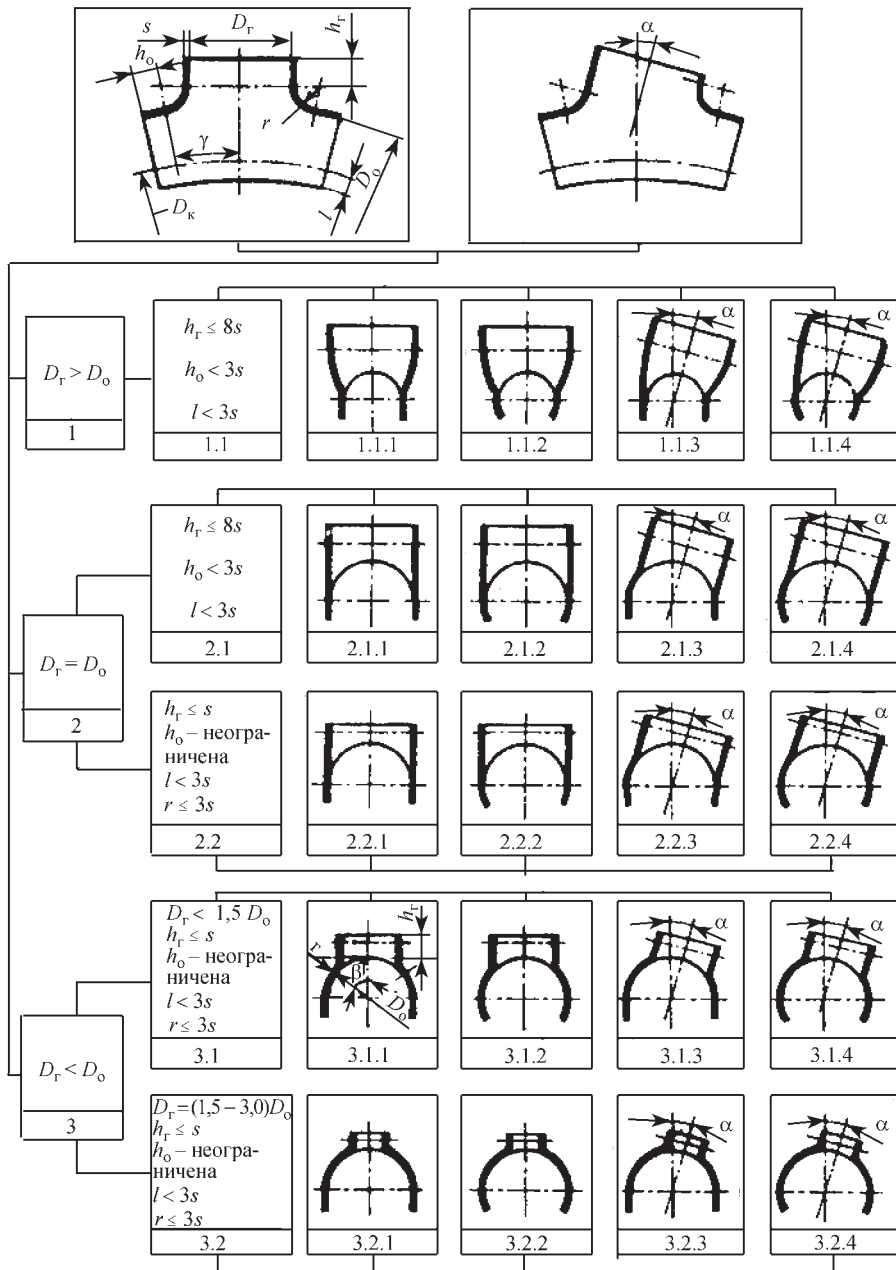


Рис. 6.1.5. Классификация коллекторных патрубков

ем пуансона на внутреннюю поверхность заготовки и на торцы стенок заготовки в зоне интенсивной деформации. Для получения высоких горловин патрубков или при предъявлении жестких требований по утонению стенок горловины предварительную формовку совмещают с одновременной осадкой толщины металла в зоне технологического отхода (диаметром, равным диаметру отверстия под последующую отбортовку). Затем утоненную часть дна горловины вырезают, отбортовывают, калибруют и после окончательной обрезки припусков получают готовые патрубки 2.2.1 и 3.1.1 (рис. 6.1.5), для изготовления патрубков 2.2.2...2.2.4 и 3.1.2...3.1.4 осуществляют промежуточную термообработку, предварительную обрезку припусков и калибровку патрубка с одновременной подгибкой кромок отводов.

3. Для изготовления бесшовных коллекторных патрубков с диаметром горловины в 1,5–3,0 раза меньшим диаметра боковых отводов (типы 3.2.1...3.2.4) разработан способ, заключающийся в том, что листовую заготовку гнут таким образом, чтобы ширина согнутой заготовки была равна диаметру горловины патрубка, а затем формуют горловину патрубка одновременным воздействием пуансона на внутреннюю поверхность и на торцы стенок заготовки с прошивкой дна горловины, после чего вырезают утоненную часть дна и осуществляют отбортовку с одновременной разгибкой и переформовкой профиля полуфабриката до размеров готовой детали.

После вырезания отверстия под отбортовку в утоненной части дна горловины и предварительной обрезки припусков заготовка устанавливается в штамп. В начале рабочего хода осуществляется отбортовка горловины патрубка, а при дальнейшем ходе — одновременно разгибка, переформовка поверхности отводов и калибровка контура детали. После окончательной обрезки припусков получают готовый патрубок 3.2.1, а для изготовления патрубков 3.2.2...3.2.4 предварительно обрезают припуски и калибруют патрубок с одновременной подгибкой кромок отводов.

Описанные способы изготовления бесшовных коллекторных патрубков из листовых заготовок позволяют выполнить диаметральные размеры (D_r и D_o) не ниже 12-го качества; повысить жесткость и снизить массу деталей на 15...20 %; улучшить герметичность и тем самым увеличить надежность деталей;

снизить на 30...50 % норму расхода металла; сократить на 30...50 % трудоемкость исключением ручных доводочных работ.

6.1.9. ПЛАСТИЧЕСКОЕ ФОРМОИЗМЕНЕНИЕ ЛИСТОВЫХ БИМЕТАЛЛОВ

В промышленности широко применяют листовые биметаллы. Их использование позволяет экономить дефицитные и дорогостоящие металлы и сплавы, снижать массу изделий, обеспечивать их надежную работу в агрессивных средах, в условиях значительных нагрузок и высоких температур. Можно получать детали с необходимыми конструктивными характеристиками, физическими и механическими свойствами.

Листовые биметаллы — это металлы, состоящие из двух прочно соединенных между собой по всей поверхности контакта слоев. В настоящее время для изготовления биметаллических переходников, служащих для неразъемного соединения трубопроводов из стали 12X18H10T и алюминиевого сплава АМгб, широко используют биметалл 12X18H10T-АМгб. Заготовки для биметаллических переходников штампуют в холодном состоянии на гидравлических прессах, имеющих выталкиватель. Типовая конструкция штампа для вытяжки заготовок представлена на рис. 6.1.6. Раскрой биметаллического листа и изготовление заготовок для вытяжки выпол-

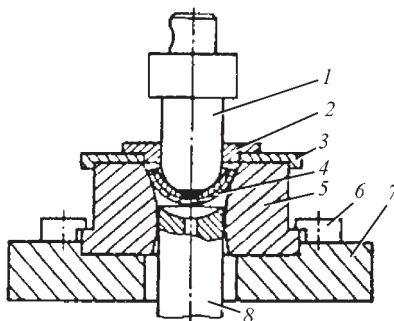


Рис. 6.1.6. Типовая конструкция штампа для вытяжки заготовок в матрице с криволинейным профилем:

1 — пуансон; 2 — установочное кольцо; 3 — фиксирующее кольцо; 4 — заготовка; 5 — матрица; 6 — кольцо крепления матрицы; 7 — плита; 8 — выталкиватель

няют фрезерованием или резкой на гильотинных ножницах карточек с последующей вырезкой заготовок на токарном станке. Припуск для токарной обработки при резке на гильотинных ножницах должен быть не менее 5 мм на сторону, а при фрезеровании — не менее 2 мм. Допускается механически обрабатывать заготовки для вытяжки по толщине, при этом параметр шероховатости со стороны стали должен соответствовать 40 мкм, а со стороны сплава АМг6 — 2,5 мкм. У слоя заготовки, обращенного при вытяжке к матрице, снимают фаску под углом 15°.

При штамповке детали слоем из сплава АМг6 к матрице следует применять в качестве смазочного материала индустриальное масло или водный раствор ПАВ, а при штамповке детали слоем из стали 12Х18Н10Т к матрице следует применять покрытие лаками ХВ-5179, НЦ-62, НЦ-134 с дополнительным смазыванием заготовок водным раствором ПАВ. При этом рабочую поверхность матрицы необходимо смазывать индустриальным маслом или графитомасляной смесью (масло индустриальное 80...90 % + графит П 20...10 %).

Для снятия напряжений, возникающих в результате холодной пластической деформации, заготовки между операциями вытяжки подвергаются термической обработке. Благодаря различию в температурах рекристаллизации слоев металлов термообработку заготовок можно проводить только по режиму слоя, имеющего наименьшую температуру рекристаллизации, т.е. слоя из сплава АМг6, при этом пластичность слоя с более высокой температурой рекристаллизации не восстанавливается. Снижается способность биметалла к вытяжке, а также требуется применение заключительной операции калибровки ввиду повышенного по сравнению с монометаллами пружинения биметаллов после формообразования. Так, после вытяжки цилиндрических деталей с отношением высоты к диаметру, равным 1 (при диаметре 80...200 мм), разность диаметральных размеров у дна и торца детали составляет 2,0...4,5 мм. Уменьшение конусности до допустимой величины обеспечивается калибровкой. Заготовки термообрабатывают по режиму: нагрев до температуры 593...283 К, выдержка при этой температуре 1,5...2,0 ч, охлаждение на воздухе. По этому же режиму проводятся термообработка плоской заготовки перед первой вытяжкой и окончательная термообработка вытянутого стакана.

Деформирование биметалла вызывает упрочнение зоны сцепления слоев. После вытяжки прочность на отрыв возрастает в среднем на 10 %, а на сдвиг — на 15...20 %.

В результате внедрения этой технологии в производство длительность цикла изготовления деталей сократилась в 2 раза, ликвидирован брак деталей, металлоемкость оснастки уменьшилась в 3—4 раза, коэффициент использования металла повысился на 30 %.

6.1.10. КЕРАМИКА В ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ УСТАНОВКАХ

С применением керамического материала газотурбостроение выходит на новый технический уровень при условии решения двух основных проблем:

создания керамического материала, обеспечивающего надежную работу высокотемпературных газовых турбин;

разработки конструкций с учетом специфических качеств керамики.

Керамика — это средство повышения КПД газотурбинной установки (ГТУ). Наиболее эффективный способ повышения тепловой экономичности ГТУ — увеличение рабочей температуры, которое становится эффективным в том случае, если лопатки и диски изготовлять из не требующей охлаждения керамики. Исключение или существенное сокращение расхода воздуха или пара на охлаждение элементов высокотемпературной турбины приводит к значительному повышению КПД установки. Для поддержания допустимой температуры стенок камеры сгорания (КС) требуется большое количество охлаждающего воздуха. Керамическая КС без охлаждения имеет меньше потерь энергии от смешения потоков в камере и от нестационарных явлений, что сказывается на повышении КПД ГТУ и надежности турбины. Остановимся на основных свойствах композиционных материалов (КМ) и методах их получения.

Рабочая температура жаропрочных КМ определяется температурой резкого разупрочнения материала: она начинается при значительно более высоких значениях, чем у лучших жаропрочных сталей, и составляет от 1673 до 2073 К, и прочность 45...55 кПа/мм² практически не изменяется. КМ обладают химической устойчивостью в агрессивных средах. Плотность керамики составляет 2,8...4,5 г/см³,

что в 2,0–2,5 раза меньше плотности металлов, благодаря чему снижается уровень напряжений от центробежных сил инерции. При этом уменьшается масса двигателя и улучшаются его маневренные характеристики (время пуска, приема нагрузки, выбега). При применении КМ удается уменьшить массу двигателя на 40 %, а время пуска — на 30 %. Стоимость КМ составляет от 1...10 до 50 % стоимости металла.

Технологии изготовления деталей из КМ:

1. Спекание при высоких температуре и давлении. Заготовки из SiC , S_3N_4 , Al_2O_3 , силанов с добавками оксидов редкоземельных металлов получают прессованием в форме, литьем под давлением, экструзией.

2. Реакционное спекание (связывание). Нитрид кремния получают прессованием тонкого кремниевого порошка и обработкой его азотом при температуре диссоциации (1723 К). Недостатки — низкая трещиностойкость.

3. Горячее прессование. SiC , S_3N_4 , Al_2O_3 , силаны, оксидную керамику получают в графитовых формах при давлении 5 кПа и температуре 1873...2273 К.

4. Изостатическое прессование (холодное, горячее). Материалы подвергают формообразованию под действием высокого давления газа (до 200 МПа) при температуре до 2073 К. Для допрессовки требуются уникальные газостаты.

5. Управляемое литье керамических расплавов с регулируемой кристаллизацией.

6. Армирование керамического расплава волокнами углерода, карбида кремния и т.д. Требуется доводка алмазным инструментом.

7. Получение КМ из микросфер — это плазменная сфероидизация при 2273...5273 К, обжиг в газокислородной печи, формование и спекание.

8. Пайка керамики (SiC , S_3N_4) припоем из серебряно-медной с титановой сердцевинной проволоки, покрытой никелем или сплавом титана.

9. Самораспространяющийся высокотемпературный синтез (для тугоплавких соединений) — безгазовое горение, самопроизвольно распространяющееся в твердом теле в виде волн со скоростью 1...10 м/с при температуре до 4273 К.

Технология производства КМ — решающий фактор для получения необходимой структуры материала и его прочностных характеристик. Всем видам керамики свойствен-

на хрупкость. Высокая трещиностойкость достигается по технологии самоформирующихся КМ на основе точного литья с последующей направленной кристаллизацией двухфазных эвтектических керамик. Использование перспективных технологий позволит повысить прочностные характеристики КМ, при этом вероятность разрушения не превысит 0,01 % при коэффициенте запаса прочности 1,5. Применение КМ повышает экономичность двигателя благодаря уменьшению радиальных зазоров над рабочими лопатками.

Глава 6.2

РАЗМЕРНАЯ ОБРАБОТКА И НАПЫЛЕНИЕ

6.2.1. ОСОБЕННОСТИ ТЕХНОЛОГИИ ЭЛЕКТРОХИМИЧЕСКОЙ (ЭХО) И ЭЛЕКТРОФИЗИЧЕСКОЙ (ЭФО) ОБРАБОТКИ ДВИГАТЕЛЕЙ

Новые методы ЭХО и ЭФО применяют при изготовлении деталей и узлов камер сгорания и турбокомпрессорных агрегатов ЖРД.

Электроэрозионное изготовление монолитных дисков турбин из ковanej заготовки за одно целое с бандажом. Прочностные характеристики такого диска в 4–5 раз выше аналогичных характеристик паяной конструкции, что обеспечивает работу агрегата на больших скоростях при повышенной температуре рабочего тела. Формообразование профиля лопаток в диске осуществляется за две операции (черновую и чистовую) и калибровку в специальном приспособлении. Изготавливаемые роторы имеют диаметр 100...500 мм. Диски шириной 10...40 мм с прямыми лопатками и с лопатками, имеющими закрутку пера, высотой 8...60 мм. Черновую обработку проводят медными пластинчатыми электродами-инструментами с двух сторон диска. Для чистовой обработки и калибровки разработаны цилиндрические электроды-инструменты. Число лопаток и последовательность чистовой обработки и калибровки определяют экспериментально при отработке технологических параметров. Цикл обработки автоматизирован.

Получение искусственной шероховатости ЭХО. Для увеличения активной поверхности теплообмена в каналах охлаждения современных КС ЖРД разработан технологический процесс нанесения электроэрозионным методом искусственной шероховатости по дну ка-

навки, выполненной фрезерованием на наружной поверхности детали переменного профиля. Процесс осуществляется копированием формы электрода-инструмента на электроэрозионном полуавтомате с числовым программным управлением с шагом до 2 мм и глубиной до 0,2 мм. Станок обеспечивает точность обработки +0,03 мм, параметр шероховатости поверхности в пределах $R_z = 40...20$ мкм.

Электроэрозионная прошивка отверстий в форсунках диаметром 0,4...2,0 мм. Погрешность формы таких отверстий не превышает нескольких микрон, параметр шероховатости $R_a = 0,16...0,32$ мкм. Число прошиваемых за один цикл отверстий 2...12, производительность 30 мм²/мин.

Дифференциальная электрохимическая обработка (ДЭХО) нежестких крупногабаритных деталей заключается в съеме специальным секционным катодом определенного объема металла в местах поверхности конструкции, заданных программой на обработку, и включает следующие этапы:

входное измерение объекта с выявлением и запоминанием зон разнотолщинности; расчет последовательности включения катодов и времени их работы;

приведение детали во вращательное движение и начало обработки поверхности передачей рабочего напряжения через коммутирующее устройство;

обработка детали по программе, пока толщина в каждой элементарной ячейке не достигнет расчетного значения. ДЭХО реализуется для деталей диаметром до 1500 мм и длиной до 2000 мм.

Электроабразивная обработка (ЭАО) крупногабаритных паяных тел вращения. Каналы камер охлаждения вскрывают в два этапа: черновой съем металла (до появления каналов) резцом и окончательное вскрытие электроабразивным методом. ЭАО проводится в 10%-ном растворе NaNO_2 алмазным кругом зернистостью 200/160 при напряжении технологического тока 8 В, скорости подачи детали 0,4...0,6 м/мин в течение 3 ч.

ЭХО крупногабаритных шнеков турбонасосного агрегата из труднообрабатываемых сплавов. При делении межлопаточного канала на участки определяют число электродов-инструментов, которые двумя поверхностями формируют профиль лопатки, а двумя другими — поперечные стенки, необходимые для локализации зоны обработки. Обработка дета-

ли ведется по бескамерному способу. Зона обработки локализуется созданием вокруг электрода-инструмента герметичной камеры, повторяющей ее профиль с зазором 0,5...1,0 мм для прохода электролита. Заготовка остается сухой.

Эти технологии охватывают широкий класс нежестких и жестких сложных деталей и агрегатов.

6.2.2. ВАКУУМНАЯ ТЕХНОЛОГИЯ НАПЫЛЕНИЯ ЖАРСТОЙКИХ ПОКРЫТИЙ

Высокотемпературные покрытия широко применяют для предотвращения преждевременного разрушения деталей, работающих в условиях высоких температур, от окисления и коррозии. Детали энергетических установок требуется защищать от горячих газов. Защищаемые детали часто выходят из строя вследствие технологических дефектов в слое покрытия. В производстве энергетических установок начинают внедрять новые методы нанесения покрытий, например метод вакуумного напыления. Он позволяет получать высококачественные покрытия при высокой скорости осаждения и широкой универсальности технологии. Выбор материалов для нанесения покрытий на рабочие детали энергетических установок и процессов их нанесения основан на предварительном знании поведения покрытий во время работы конкретной энергетической установки. К требованиям, учитывающим широкий спектр свойств, относятся высокая стойкость к окислению; достаточная пластичность; совместимость с основным сплавом; низкая скорость диффузии на поверхность раздела покрытия с подложкой; легкость нанесения покрытия на основной сплав. В зависимости от природы основного конструкционного материала детали следует разделять на три класса: первый класс — детали из меди или ее сплавов; второй класс — детали из сплавов на основе никеля и кобальта; третий класс — детали из тугоплавких материалов (Nb, Mo и др.).

В соответствии с этой классификацией выбирают состав покрытия и технологию его нанесения. Для деталей первого класса не требуется теплоизоляционного покрытия, их следует защищать жаростойкими покрытиями с рабочей температурой до 1073 К (покрытия — хром, коррозийно-стойкие стали марки 18X88 и др.).

В некоторых случаях от покрытия требуется сочетание свойств (жаростойкость и эрозийная стойкость и т.п.). В этом случае наносят многослойное покрытие, получение которого не связано с большими затратами и проводится за один вакуумный цикл вместе с напылением хрома. К недостаткам напыления хрома, а также многослойных покрытий относятся сложность и высокую себестоимость изготовления специальных катодов (или мишеней) из хрома. В связи с этим создано оборудование и разработана технология напыления магнетронным способом сплава 12Х18Н10Т. Он более пластичен, чем хром, что важно при получении покрытий из меди. Кроме того, для защиты меди и сплавов на ее основе жаростойкость покрытия выше 1073 К не требуется, так как медь при этой температуре уже начинает терять прочность.

Для защиты деталей второго класса от высокотемпературного окисления при работе высокоэнергетических установок разработана серия новых систем защитных покрытий, обладающих высокой стабильностью и долговечностью в условиях эксплуатации. Для защиты элементов энергетических установок из тугоплавких материалов используют покрытие дисилицид молибдена. Более технологичным является получение этого покрытия на изделиях из ниобия вакуумным напылением молибдена с последующим силицированием в вакуумной печи.

Для нанесения жаростойких покрытий разработано специальное оборудование — установка МИР-4Ж, с помощью которой можно наносить покрытия на внешнюю и внутреннюю поверхности полых деталей с внутренним диаметром более 35 мм, длиной до 600 мм и с наружным диаметром до 600 мм. Кроме того, в установке предусмотрено получение покрытий в виде нитридов и карбидов.

6.2.3. ИГЛОФРЕЗЕРОВАНИЕ СТЫКУЕМЫХ КРОМОК КРУПНОГАБАРИТНЫХ СБОРОЧНЫХ ЕДИНИЦ ПЕРЕД СВАРКОЙ

Основное препятствие для сварки алюминия и его сплавов — оксидные пленки и адсорбированные на ней водяные, масляные, газовые и пылевые частицы, которые покрывают поверхность соединяемых кромок и присадочной проволоки. Температура плавления оксида алюминия составляет 2323 К, а чистого алюминия — 933 К, поэтому поверх-

ность стыкуемых кромок соединяемых заготовок, а также присадочной проволоки очищают от слоя оксида непосредственно перед сваркой.

Стыкуемые кромки должны иметь параметр шероховатости поверхности после механической обработки (зачистки) $Ra \geq 6,3$ мкм; интервал времени между операциями зачистки и сварки — не более 6 ч; требования к точности размеров и формы стыкуемой кромки должны быть в пределах заданного качества.

Механическую обработку кромок шабрением можно выполнять только вручную, и при большой протяженности сварных соединений эта операция становится очень трудоемкой и не всегда гарантирует требуемое качество. Механизация зачистки должна обеспечивать надежное и быстрое снятие оксидной пленки. Зачистка перед сваркой заключается в том, что абразивная обработка исключается ввиду шаржирования поверхности, а для лезвийного инструмента необходимо дополнительное устройство, обеспечивающее отслеживание отклонений формы обрабатываемой поверхности от правильной. Иголфреза — формокопирующий инструмент, поэтому отслеживание неровностей поверхности в процессе обработки значительно упрощается, что приводит к более простым конструктивным решениям при разработке иголфрезерного оборудования. Для внедрения технологии иголфрезерования необходимо разработать конструкцию малогабаритной цилиндрической иголфрезы; разработать и освоить технологию изготовления новых иголфрез и создать для этого технологическую оснастку и оборудование; определить рациональные характеристики инструмента и параметры режима иголфрезерования. Созданы малогабаритные иголфрезы с максимальной плотностью упаковки игл вблизи места сварки и на заданном расстоянии от него, что позволило исключить возможность изгиба игл на разупрочненном участке и повысить надежность инструмента. Долговечность иголфрез составила 80...100 ч вместо 2...10 ч по старой технологии. При иголфрезеровании режущие кромки образуются в результате изгиба игл в момент контакта их с обрабатываемой поверхностью, прижатия фрезы к поверхности с силой 150...300 Н. При повороте конца каждой иглы боковая поверхность и ее торец образуют полукруглую режущую кромку с задним углом и отрицательным передним углом. В результа-

те врезания микрорезцов в поверхность кромки и перемещения относительно нее снимается поверхностный слой металла. Глубина срезаемого слоя и шероховатость обработанной поверхности определяются параметрами режима обработки и конструктивными характеристиками инструмента. Для механизации зачистки создана установка, которая состоит из иглофрезерной головки, пьелеотсасывающего агрегата, пульта управления, преобразователя частоты тока, электрошкафа, пневмопанели и суппорта, смонтированного на колонне подвижного портала. Иглофрезерная головка состоит из двух блоков обработки, каждый из которых имеет три шпинделя с иглофрезами ИФ 105Х13, предназначенными для обработки внутренней, торцовой и наружной поверхностей стыкуемой кромки.

Благодаря подобранным режимам обработки на механизированной установке срезается слой металла толщиной 0,06...0,08 мм, что обеспечивает полное удаление оксидной пленки с кромок. Скорость зачистки 2...3 м/мин, параметр шероховатости $Ra = 3,2...1,6$ мкм. Механизация процесса зачистки сокращает время зачистки, повышает надежность удаления оксидной пленки, снижает число пор и оксидных пленок в металле сварного шва.

6.2.4. АВТОМАТИЗИРОВАННАЯ ЗАЧИСТКА ПРИ МЕХАНИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКЕ ДЕТАЛЕЙ

Необходимость удаления ликвидов вызвана тем, что они недопустимы по условиям сборки. Они снижают точность установки на поверхностях установочных элементов и приводят к погрешностям при осуществлении операции автоматического измерения. Существуют многообразные методы (химические, термические, вибрационные, механические и др.) удаления ликвидов, но наиболее эффективен метод обработки проволочным инструментом (ПИ). Традиционно его разделяют на три группы: щетки (Щ), иглофрезы (И) и щеточные устройства (ЩУ), характеризующиеся структурой инструмента (форма, число и взаиморасположение режущих кромок и рабочих элементов). По типу конструктивного исполнения различают круговые и торцовые ПИ с обычной и фасонной формами рабочей части и сложнопрофильные инструменты. По характеру расположе-

ния проволоки Щ и И могут быть сплошными, состоящими из пучков, жгутов, секций, или комбинированными. Иглофрезерование включает микроудаление отдельных ворсинок, местный разогрев поверхностного слоя, микрорезание, разрушение оксидных пленок и т.д. По характеру воздействия иглофрезерование подразделяют на:

1) микроцарапание (микроскобление Щ и И) для образования декоративных поверхностей. Характеризуется сглаживанием микронеровностей с образованием ориентированных рисок;

2) микрорезание и одновременное поверхностное деформирование. Сопровождается пластическими деформациями микрообъемов поверхностного слоя, вызывающими снижение шероховатости, появление наклепа и остаточных напряжений;

3) упругопластическое отеснение поверхности (длинноворсные Щ).

Существенный признак проволочных инструментов — число рабочих инструментов, размещенных в одном корпусе. Многоинструментальные ПИ подразделяют на однотипные, содержащие только проволочные модули, и комбинированные (включают комбинации проволочных модулей с различными механообработывающими инструментами, абразивными и ударными элементами). Наибольшее применение находят конструкции дискового и торцового регулируемых проволочных инструментов.

Для расширения технологических возможностей используют конструкцию дискового регулируемого ПИ (для зачистки кромок и плоскостей). ПИ вращают и перемещают вдоль обрабатываемой поверхности с заданным натягом. Дисковый ПИ имеет возможность подстраивать интенсивность режущего действия ворса под характер обрабатываемой поверхности.

В автоматизированном производстве эффективность использования ПИ достигается отслеживанием состояния обрабатываемой поверхности и интенсификацией режущего действия рациональным увеличением скорости вращения и силы прижатия рабочих элементов, а также расширением диапазона регулирования скорости и силы зачистки. Учитывая место образования ликвида, применяют два способа их удаления: по нескольким кромкам одновременно при перемещении ПИ по плоскости и последовательно перемещением ПИ

отдельно вдоль каждой кромки (обработка «по кромкам»). Применяют также комбинированную схему удаления ликвидов одноинструментальными или многоинструментальными ПИ одновременно, при этом удаляются ликвиды с нескольких кромок одной или нескольких поверхностей.

В качестве рабочих элементов (ворса) применяют металлическую проволоку диаметром 0,2...1,0 мм из сталей 50, 55, 65Г, У9А. Твердость материала ворса должна быть в 1,4 раза выше твердости обрабатываемого материала. Применяют также полимерные и полимерно-абразивные щетки, у которых в качестве рабочих элементов используют синтетический материал. В зависимости от назначения его шаржируют зернами размером 4...48 мкм с концентрацией 15...30 %.

Удалять ликвиды с поверхностей специальным инструментом целесообразно после последнего перехода данного станова. Следует задавать такое относительное перемещение заготовки и режущего инструмента, чтобы ликвиды образовывались в местах, удобных для последующего их удаления проволочным инструментом, а схема зачистки позволяла минимизировать время рабочих и вспомогательных перемещений ПИ с минимальным числом установов заготовки.

6.2.5. ЛЕЗВИЙНАЯ ОБРАБОТКА

Алмазное точение применяют при изготовлении деталей из цветных сплавов, что позволяет повысить в 5–10 раз производительность процесса и исключить шаржирование поверхности абразивными частицами. При точении алмазный резец перемещается по траектории, соответствующей осевому сечению обрабатываемой поверхности, и траектория его движения должна соответствовать расчетной с точностью до долей микрометра. Для определения оптимальных режимов алмазного точения проводят следующие расчеты: минимально возможного параметра R_z шероховатости обрабатываемой поверхности; площади эффективно срезаемого материала; длины контакта стружки с резцом; нормальной и тангенциальной составляющей силы резания при точении.

R_z определяют как высоту выступов, образующихся при точении радиусным резцом с радиусом R : $R_z = \frac{S^2}{8R}$, т.е. R_z прямо пропорцио-

нален квадрату подачи S и обратно пропорционален радиусу R резца.

Площадь эффективно срезаемого материала $S_{ср}$ существенно влияет на силы резания и зависит от подачи S и заглупления h резца:

$$S_{ср} = \sqrt{2Rh} \left(\frac{h}{3} + \frac{S^2}{8R} \right) + \frac{S}{2} \left(h - \frac{S^2}{8R} \right).$$

Длина l контакта резца со стружкой определяется коэффициентом K усадки стружки и передним углом γ резца. Оптимальные глубины резания и подачу в каждом конкретном случае определяют по приведенным формулам. При алмазном точении на режущей кромке алмазного резца могут развиваться зоны повышенной температуры, что приводит к окислению режущей кромки резца и ее обгоранию, снижающему точность обработки.

Для получения высококачественных поверхностей применяют алмазные резцы с прямолинейной режущей кромкой типа ИР227 (рис. 6.2.1). Процесс обработки поверхностей фасеточным резцом состоит из двух составляющих: резание (зона 2) и выглаживание (зона 1). При перемещении вдоль обрабатываемой поверхности при подаче, намного меньшей, чем длина l фасетки ($S < l$), фасетка многократно проходит по обрабатываемой поверхности, либо подрезая, либо прижимая неровности, возникающие в процессе резания в зоне 2. Совмещение этих двух процессов позволяет получить поверхность с $Ra \leq 0,01$ мкм. Параметр шероховатости поверхности при обработке таким резцом определяется кроме качества резца и положением фасетки инструмента относительно направления подачи.

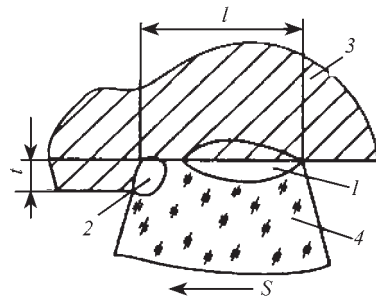


Рис. 6.2.1. Схема алмазного точения ОМД: 1 — зона выглаживания; 2 — зона резания; 3 — деталь; 4 — алмазный резец; l — ширина фасетки; t — глубина резания; S — подача

6.2.6. БАНК МЕТОДОВ КРЕПЛЕНИЯ ПЛАСТИН В КОНСТРУКЦИЯХ СБОРНЫХ РЕЗЦОВ

Для механической обработки деталей вместо напаянного твердосплавного режущего инструмента широко применяют режущий инструмент с механическим креплением пластин сменных многогранных твердосплавных (ПСМТ). Многие труднообрабатываемые материалы имеют низкую теплопроводность, поэтому возникают высокие температуры в зоне резания, в 2–3 раза большие, чем при обработке конструкционных материалов. При этом требуется гарантированная надежность крепления ПСМТ к корпусу державки реза. Для оснащения сборных резцов использовали ПСМТ с цилиндрическим отверстием в центре, соответствующие формам А; М; G по классификации ISO, которые являются самыми распространенными для сборных резцов на станках средней мощности, для резцов с рабочей высотой 20, 25, 32, 40 мм. Методы крепления ПСМТ через центральное отверстие позволяют получить компактный инструмент, при этом не обеспечивается однозначность позиционирования рабочей вершины ПСМТ. При анализе конструкций выявлены следующие тенденции развития: увеличение числа конструкций с жесткой фиксацией опорной пластины; появление конструкций с тарированной силой крепления ПСМТ; появление конструкций пластин с отверстием и без отверстия в одной державке.

Методы крепления оценивали с помощью калиметрического анализа. На основании анализа и опыта эксплуатации сборных резцов разработаны критерии оценки методов крепления; критерии ранжированы по весомости в баллах, и таким образом количественно определено качество методов крепления, т.е. соответствие его предъявляемым требованиям. Конструкции крепления разделены дополнительно на два типа: глухое гнездо, открытое гнездо. Созданы два новых метода крепления ПСМТ с отверстием.

Первый метод крепления — качающийся штифт-прихват. Резец состоит из корпуса с глухим гнездом для опорной и режущей пластин. Внутри корпуса расположены тарированная пружина и клиновый палец, который передает силу от пружины на качающийся штифт; верхней головкой качающегося штифта осуществляется тарированное крепление режущей пластины в глухом гнезде корпуса.

Режущая пластина дополнительно прижимается прихватом. Опорная пластина поджимается к корпусу втулкой, проходящей через центральное отверстие опорной пластины и запрессованной в корпус. Такой узел крепления имеет ряд преимуществ:

постоянная по величине сила крепления ПСМТ качающимся штифтом к боковым базовым поверхностям корпуса, которая создается тарированной пружиной, что обеспечивает точность установки вершины ПСМТ и исключает поломку элементов крепления в процессе смены пластин и эксплуатации инструмента;

благодаря сквозному каналу смазочно-охлаждающая жидкость автоматически очищается от технической пыли и мелких частиц стружки;

гарантировано плотное прилегание опорной пластины к опорной поверхности гнезда державки;

двойное крепление ПСМТ прихватом и качающимся штифтом исключает ослабление крепления в процессе резания при ударных и циклических нагрузках, а также при образовании путанной стружки.

Конструкция имеет высокие эксплуатационные качества: для закрепления ПСМТ не требуются большие усилия; повышается долговечность элементов крепления, увеличен срок службы державки в 2 раза.

Основные технические данные: форма применяемых ПСМТ с цилиндрическим отверстием — трех- и четырехгранная, ромбическая; рабочая высота резцов $H = 25, 32, 40$ мм; угол в плане $\varphi = 95, 93, 90, 75, 60^\circ$; задний угол $\alpha = 6, 10^\circ$; угол наклона режущей кромки $\lambda = 6^\circ$.

Второй метод крепления — самоустанавливающийся тянущий прихват — используется реже, но также применяется в промышленности.

Глава 6.3 СВАРКА. ПАЙКА

6.3.1. АВТОМАТИЧЕСКАЯ СВАРКА НЕПЛАВЯЩИМСЯ (ВОЛЬФРАМОВЫМ) ЭЛЕКТРОДОМ В ЗАЩИТНЫХ ГАЗАХ НЕПОВОРОТНЫХ СТЫКОВ ТРУБ

Разработана и широко применяется технология автоматической сварки неповоротных стыков труб (НСТ) в различных пространственных положениях в стесненных монтажных условиях. Обеспечение равномерного формирования

швов неповоротных стыков труб из алюминиевых сплавов — сложная проблема в связи с теплофизическими и химическими свойствами алюминия. Стабильность формирования кольцевого шва трубопровода из алюминиевого сплава зависит от распределения температуры по длине свариваемого стыка. Анализ температурных кривых (рис. 6.3.1) позволил выделить в термическом цикле НСТ три характерных участка: теплонасыщения, предельного ванны и подогрева встречным тепловым потоком.

Основной метод, позволяющий компенсировать влияние встречного теплового потока, — переменное тепловложение, регулируемое автоматически по заданной программе в зависимости от объема сварочной ванны и ее положения в пространстве. Установлено, что основные методы получения качественного соединения трубопроводов из сталей и сплавов заключаются в уменьшении объема жидкого металла в сварочной ванне. Сварка интенсифицируется с помощью активирующих флюсов (АФ). Они оказывают влияние на тепломассоперенос в сварочной ванне, концентрации энергии в анодном пятне и объемной электромагнитной силы. При введении в зону дуги АФ в периферийной зоне столба дуги (в зоне относительно невысокой температуры) происходит частичная диссоциация многоатомных молекул компонентов флюса: $\text{Met}\cdot X_n \rightarrow \text{Met}\cdot X_{n-1} + X$. Атом X , имеющий большое сродство с электроном, будет взаимодействовать с электроном дуги в этой области, образуя отрицательные ионы: $X^{+e} \rightarrow X^-$. При этом резко снижается электропроводимость

зоны. В высокотемпературной области столба дуги соединения типа $\text{Met}\cdot X_{n-1}$ под действием электронов дугового промежутка подвергаются диссоциативной ионизации, что приводит к существенному увеличению количества электронов в дуге, резко увеличивая ее проводимость. В результате может происходить радикальное сжатие столба дуги, известное в физике плазмы как пинч-эффект, сопровождающийся увеличением степени концентрации плотности тока в анодном пятне.

На проплавляющую способность дуги определяющее влияние оказывает состав газовой фазы флюса. В связи с этим в состав флюса вводят системы на основе галогенидов: активные растворители оксидов — фториды или фторидные композиции и малополярный оксид (Cr_2O_3 ; TiO_2 и др.); фторидно-оксидные композиции с металлом, способным образовывать в расплаве АФ субсоединения, обладающие повышенной ковалентной связью по сравнению с галогенидами и высшими оксидами; оксидные композиции, образующие в расплаве прочные полимерные цепи (например, с участием SiO_2); газовые смеси с аргонном или гелием, состоящие из многоатомных соединений типа MeF_n , которые дают при диссоциации большую гамму полимерных молекул. Установлено, что введение АФ в зону дуги обеспечивает увеличение плотности тока в анодном пятне в 3,5 раза; уменьшение площади анодного пятна и диаметра плазменной струи в 3–3,5 раза; повышение энергетического КПД процесса на 20 % при постоянном эффективном КПД. Применение АФ в 2 раза уменьшает вес расплава и ширину сварочной ванны, что обеспечивает ее равновесие и получение качественного формирования сварочного шва в различных пространственных положениях при сварке за один проход труб толщиной до 5 мм.

Разработан классификатор сварных конструкций трубопроводов пневмогидросистем ЖРД. На его основе установлены четыре группы НСТ. К критериям для трубопроводов относят функциональное назначение трубопровода, геометрические характеристики труб и свариваемых кромок и монтажно-сварочные особенности. В соответствии с этими критериями установлены основные типы используемых материалов; диапазоны диаметров и толщин труб; размерные ряды трубопроводов в целях определения типоразмеров сварочных головок; типы конструкций свариваемых кромок;

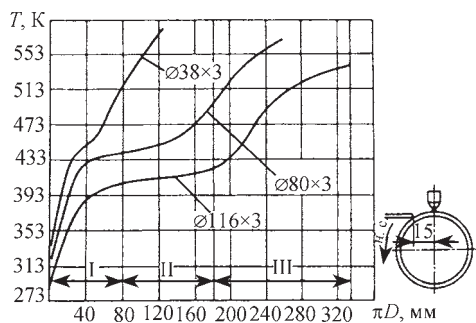


Рис. 6.3.1. Изменение температурного поля по периметру стыка трубопровода (Режим сварки: $I_{\text{св}} = 80 \dots 100$ А; $V_{\text{св}} = 9 \dots 10$ м/ч; толщина труб 3 мм; н.с. — направление сварки)

категории сложности трубопроводов. Определены оптимальные конструкции свариваемых кромок при сварке НСТ применительно к различным металлам и сплавам; оптимальные режимы автоматической сварки, технологические приемы, позволяющие управлять формированием швов (сварка с поперечными колебаниями электрода, сварка с задержкой электрода на кромках, сварка участками и т.д.); условия и методы защиты от окисления шва, требования к технологическому оборудованию.

Созданы три поколения сварочных головок более чем 30 наименований, новые источники питания сварочной дуги, несколько поколений систем автоматического регулирования и управления параметрами режима дуговой сварки.

6.3.2. ТЕХНОЛОГИЯ ИМПУЛЬСНО-ДУГОВОЙ СВАРКИ ПЛАВЯЩИМСЯ ЭЛЕКТРОДОМ КОНСТРУКЦИЙ ИЗ АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВОВ

Один из наиболее перспективных методов сварки алюминиевых металлоконструкций — дуговая сварка плавящимся электродом в среде инертных газов при питании постоянным током обратной полярности. К преимуществам метода относят высокую производительность и хорошее очищение шва от окисных включений, к недостаткам — некоторое снижение по сравнению со сваркой неплавящимся (вольфрамовым) электродом механических свойств сварных соединений. В процессе совершенствования методов сварки алюминиевых сплавов разработан *метод импульсно-дуговой сварки плавящимся электродом (ИДСП)*. Его особенность состоит в том, что при сварке на основной ток накладывается импульсный ток повышенной частоты, которая на начальном этапе освоения метода составляла 100 Гц. Это улучшило условия переноса электродного металла и позволило освоить метод ИДСП в промышленности.

На этапе освоения метода были выявлены его недостатки: повышенная пористость сварных швов; выгорание легирующих элементов (особенно магния в сплавах системы Al—Mg) из присадочного материала; отрыв капель электродного металла при значениях токов ниже критических. Для устранения недостатков метода разработаны следующие технологические приемы: применение гелия или смеси аргона с

гелием для защиты зоны сварки в целях обеспечения более активного воздействия электрической дуги на ванну жидкого металла и ее дегазации; применение при сварке импульсов тока повышенной частоты, что приводит к струйному переносу электродного металла через дуговую промежутки вместо капельного, уменьшению перегрева и выгорания легирующих элементов в присадочном металле. Указанные приемы позволяют улучшить стабильность горения дуги и формирование швов и применять этот метод в различных пространственных положениях для уменьшения пористости и деформации конструкций.

Для реализации метода разработан специализированный модульный импульсный регулятор тока МИРТ-1, представляющий собой блок-приставку к любому серийному источнику постоянного сварочного тока с напряжением холостого хода не менее 70 В. В электрической схеме регулятора МИРТ-1 для получения требуемой формы выходного напряжения (тока) применен метод модуляции с последовательным включением регулирующего элемента — силового коммутатора. Он выполнен из семи функционально законченных модулей, разработанных на базе транзисторов КТ847А, что позволяет получить частоту импульсов тока на выходе до 12 кГц при достаточной скорости нарастания и спада тока в нагрузке. Регулятор успешно эксплуатируется на предприятиях.

Технологические факторы при ИДСП с повышенной частотой импульсов тока характеризуются более высоким уровнем, чем при сварке с частотой 100 Гц. Это необходимо отметить в отношении стабильности процесса: с повышением частоты импульсов до 5000 Гц стабильность тока и напряжения на дуге соизмеримы со стабильностью этих параметров при сварке неплавящимся электродом — колебания тока не превышают 5...10 А, а напряжения — 0,5...1,5 В. Указанная стабильность процесса позволила принять технологическую схему сварки образцов на съемной стальной подкладке с формированием узких проплавов и швов.

На рис. 6.3.2 приведены результаты испытаний образцов различной толщины. Временное сопротивление σ_B сварных соединений, выполненных при различных режимах, соответствует установленным требованиям — не ниже 250 МПа. Максимальное σ_B соответствует частоте 3000...6000 Гц. Снижение σ_B до 270...277 МПа при частоте 10 000 Гц объясняет-

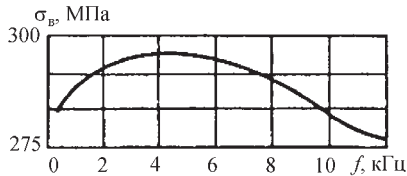


Рис. 6.3.2. Зависимость прочности сварных соединений, выполненных на образцах из сплава 1201 толщиной 3,0...3,5 мм, от частоты импульсов тока f

ся тем, что при прочих равных условиях имеет место увеличение среднего сварочного тока и, соответственно, чрезмерное увеличение тепловложения и объема наплавленного металла.

Технологию сварки методом ИДСП с использованием высокочастотных импульсов тока широко применяют при изготовлении конструкций толщиной свыше 10 мм со щелевой разделкой кромок.

Таким образом, разработанное оборудование и технологические приемы ИДСП конструкций из алюминиевых сплавов позволяют получить высококачественные конструкции и одновременно повысить производительность сварочных работ.

6.3.3. СВАРКА ПЛАВЯЩИМСЯ ЭЛЕКТРОДОМ ТОЛСТОСТЕННЫХ КОНСТРУКЦИЙ ИЗ ЖАРОПРОЧНЫХ МАТЕРИАЛОВ

При изготовлении толстостенных агрегатов энергетических установок один из основных способов получения неразъемных соединений — дуговая сварка плавящимся электродом в защитных газах. При сварке конструкций из высоколегированных сталей и сплавов возникают непровары и околшовные кристаллизационные трещины.

Повысить качество можно управлением тепловложения при сварке за счет уменьшения количества наплавленного металла, т.е. сваркой на мягких режимах. Минимально возможное количество наплавленного металла обеспечивается при щелевой разделке свариваемых кромок, при этом площадь поперечного сечения шва по сравнению с V-образной разделкой сокращается в 2–3 раза (рис. 6.3.3).

Для сварки на мягких режимах, т.е. с минимальным тепловложением, требуется применять электродные проволоки малых диамет-

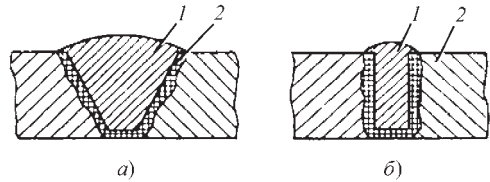


Рис. 6.3.3. Поперечное сечение шва при сварке с V-образной (а) и щелевой (б) разделкой: 1 — наплавленный металл; 2 — основной металл

ров (0,8...1,2 мм). При этом не гарантируется стабильное проплавление кромок щелевой разделки. Основные особенности процесса — форма наплавленного валика и глубина проплавления стенок разделки. Основную роль при сварке с щелевой разделкой играет ширина разделки (щелевого зазора), так как в этом случае шов в целом формируется многократным наложением по одной аппликате строго однотипных валиков (рис. 6.3.4).

При выборе ширины щелевого зазора B между кромками нужно учитывать следующее: необходимость получения плавного сопряжения поверхности валика со стенками щелевого зазора; изменение ширины зазора по мере его заполнения вследствие поперечных и угловых сварочных деформаций. Если поверхность валика в щелевом зазоре плавно сопрягается со стенками зазора, то несплавление по стенкам зазора отсутствует, в противном случае такие дефекты имеются.

Зазор между твердыми стенками, который считался бы капиллярным для жидкого никелевого сплава, определяют по формуле

$$B = \frac{\sigma_{спл} N_i \gamma_{рт}}{\sigma_{рт} \gamma_{спл} N_i} d_{рт},$$

где $d_{рт}$ — капиллярный размер между двумя вертикальными стенками для ртути (принима-

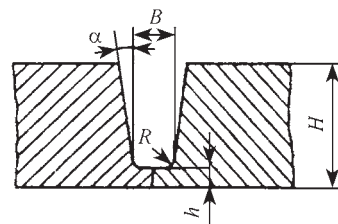


Рис. 6.3.4. Параметры щелевой разделки кромок

ется равным 2 мм); $\sigma_{\text{спл}}$, $\sigma_{\text{рт}}$ — коэффициенты поверхностного натяжения сплава и ртути, Дж/м²; $\gamma_{\text{спл}}$, $\gamma_{\text{рт}}$ — плотности сплава и ртути, г/см³.

С учетом известных величин ($\sigma_{\text{рт}} = 0,480$ Дж/м²; $\gamma_{\text{рт}} = 13,6$ г/см³; $\sigma_{\text{спл}N_i} = 1,810$ Дж/м²; $\gamma_{\text{спл}N_i} = 8,15$ г/см³) ширина капиллярного зазора для жидкого никелевого сплава составит 12,52 мм. Кроме того, конструкция свариваемых кромок должна обеспечивать сохранение выбранной ширины щелевого зазора по мере его заполнения, так как при сварке в результате нагрева и расширения металла возникают поперечные и угловые перемещения, поперечная усадка.

Расчет поперечного укорочения ΔB при многослойной сварке с щелевой разделкой проводили методами последовательных приближений:

$$\Delta B = A \frac{\alpha}{c\gamma} \frac{q}{V_{\text{св}}\delta_1} K,$$

где $K = N^{0,5}$ — коэффициент, учитывающий влияние повторных нагревов при наложении N слоев (проходов); δ_1 — толщина свариваемого металла при наложении первого слоя.

ΔB пропорционально числу повторных нагревов при наложении N слоев. Предложенную зависимость можно использовать для практического определения раскрытия свариваемых кромок, необходимого для поддержания щелевого зазора в заданных пределах по мере его заполнения в процессе сварки.

В основу разработанной технологии положено управление тепловложением в процесс сварки как регулированием традиционных параметров процесса — тока сварки $I_{\text{св}}$, напряжения на дуге $U_{\text{д}}$, скорости сварки $V_{\text{св}}$, так и регулированием параметров, характерных для сварки плавящимся деформированным электродом. К таким параметрам относят угол встречи электрода с кромками раздела β , частоту колебаний электрода f и радиус изгиба электрода R . Существует прямая связь между глубиной проплавления стенок разделки и протяженностью околошовных кристаллизационных трещин, а также сварочными деформациями (поперечной усадкой). Наиболее пригодными для схематизации явления проплавления и выделения факторов, определяющих процесс, являются критерии подобия.

С помощью рассмотренного метода сварки можно избежать образования межслойных несплавов, сократить протяженность и

число околошовных кристаллизационных трещин, повысить коэффициент использования металла, снизить трудоемкость и расход сварочных материалов.

6.3.4. ПОВЫШЕНИЕ КАЧЕСТВА СВАРНЫХ СОЕДИНЕНИЙ ИЗ АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВОВ ПРИ ЭЛЕКТРОННО-ЛУЧЕВОЙ СВАРКЕ

При сварке высококонцентрированными источниками нагрева в вакууме невозможно осуществить бездефектный стабильный сварочный процесс. К *дефектам*, подлежащим устранению, в первую очередь необходимо отнести пористость.

Первый фактор ее возникновения, не зависящий от технологического процесса, — газонасыщенность используемого материала. При недопустимом превышении норм газонасыщенности материала по водороду пористость в структуре сварного шва неизбежна.

Вторым фактором, который зависит непосредственно от технологического процесса, является направление проведения процесса: вдоль или поперек волокон основного материала. При сварке поперек волокон в волокнах материала возникает пульсирующий температурный градиент, вызывающий более обильное газовыделение, чем при сварке вдоль волокон.

Третий фактор — конструкция откачных систем электронно-лучевых установок. При герметизации установок мелкодисперсная пыль соприкасается с влагой и паромасляными частицами от вакуумных насосов, попадает в зазор между деталями, и возникают условия для возникновения пористости. Во время сварочного процесса вскипание металла (особенно в алюминиевых сплавах) представляет собой фазовый переход жидкость—газ и сопровождается расширением вещества от начальной плотности $1 \dots 10$ г/см³ до $10^{-3} \dots 10^{-5}$ г/см³ (газ). Максимальная скорость разлета частиц пара

$$v_{\text{п}} = \sqrt{Z_{\text{исп}}} \approx 10^5 \text{ см/с},$$

где $Z_{\text{исп}}$ — удельная энергия взрывного испарения (равная удельной теплоте испарения). Учитывая, что скорость разлета частиц жидкой фазы и конденсата $v_{\text{к}} \approx 10^3 \dots 10^4$ см/с, можно считать, что после вскипания металла электронный луч взаимодействует с его продуктами испарения и подвергается рассеянию. Для уменьшения влияния потока испаряющегося

металла на электронный луч необходимо осуществить защиту луча от воздействия на него элементов потока.

Количество теплоты, которое получает поток испаряющегося металла, складывается из теплоты кипения металла и теплоты, выделяющейся внутри парового потока вследствие действия сил трения.

Совместное решение уравнений энергии и уравнений Бернулли позволяет определить все необходимые параметры ограниченного объема, внутри которого строго по оси электронно-лучевой пушки установлен лучепровод, а сам объем закреплен на торцевой поверхности сварочной пушки (рис. 6.3.5).

Теоретические предпосылки и экспериментальные исследования позволили усовершенствовать технологию сварки и создать устройство защиты от продуктов испарения при

электронно-лучевой сварке (ЭЛС) стенок вакуумной камеры, термокатода сварочной пушки и изделия. Таким образом, исследование физических процессов, происходящих при взаимодействии электронного луча с веществом, в сочетании с законами движения парового потока теоретически и практически подтвердили наличие зоны повышенного давления над сварочной ванной, а также постоянно изменяющегося градиента температуры при движении парового потока из сварочной ванны со скоростью $10^4 \dots 10^5$ см/с.

Разработанное устройство защиты от продуктов испарения металла во время сварочного процесса обеспечивает надежную защиту термокатода сварочной пушки, позволяет полностью ликвидировать электрические пробой и гарантирует высокое качество сварного соединения, уменьшает массу металла, осаждаемого на стенках камеры паровой фазы в 45 раз, на торцевых поверхностях пушки в 36 раз.

6.3.5. ТЕХНОЛОГИЯ СОВМЕЩЕННОГО ПРОЦЕССА СВЕРХПЛАСТИЧЕСКОГО ДЕФОРМИРОВАНИЯ И ДИФфуЗИОННОЙ СВАРКИ МНОГОСЛОЙНЫХ СИЛОВЫХ КОНСТРУКЦИЙ

Под силовыми конструкциями корпусных узлов высокосовременных летательных аппаратов (корпусов различных отсеков, люков, баков и т.д.), прежде всего стрингерного и ячеистого типов, понимают пустотелые панели из листовых титановых и алюминиевых сплавов, из которых эти узлы могут быть скомпонованы. Технологические методы их производства связаны с процессами механической обработки резанием, электрофизической обработки, пайки, сварки плавлением, клепки. Наиболее перспективно изготавливать такие конструкции на базе совмещенных технологических процессов, прежде всего ионной очистки поверхности листов (удаление оксидной пленки), горячего формообразования газом и диффузионной сварки.

Эти процессы реализуются в условиях сверхпластического деформирования. Конечные деформации в отличие от традиционных процессов обработки давлением велики (500...600 % в локальных участках).

Теоретический анализ основан на механике нелинейно-вязкого течения (нелинейная ползучесть). При разработке расчетных соотношений предпочтение отдано техническим

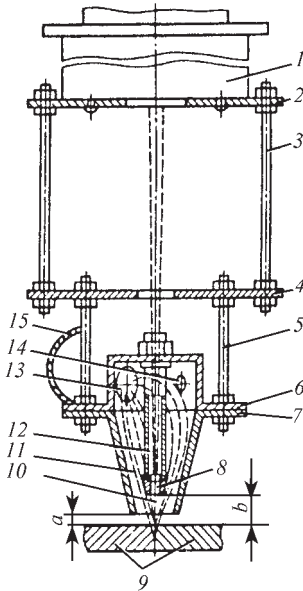


Рис. 6.3.5. Устройство защиты стенок вакуумной камеры, оптических систем и сварочной пушки от продуктов испарения металлов во время сварочного процесса:

1 — электронно-лучевая сварочная пушка; 2 — установочная планка; 3...5 — шпилька; 6 — верхняя крышка; 7 — диффузор; 8 — насадка; 9 — свариваемые детали; 10 — электронный пучок; 12 — лучепровод; 13 — боковое отверстие; 14 — малое боковое отверстие в крышке; 15 — ловушка

теориям ползучести с учетом кинетики накопления несплошности.

На основе исходных теоретических данных задаются все необходимые технологические режимы процесса: давление в функции времени, длительность операции, критические деформации, условия неразрушения и уровень сплошности заготовок.

Для режима сверхпластического деформирования необходимо принять, что интенсивность скорости деформаций в месте максимальной деформации не превышает постоянной величины, определяемой по одноосному растяжению.

В качестве базовой конструкции формовки-сварки алюминиевых сплавов приняты трехслойные и четырехслойные конструкции панелей с ячеистым или стрингерным наполнителем.

Технологические схемы сводятся к следующим операциям: химическое травление листовых заготовок в растворе азотной кислоты и промывка в воде; газотормовка заполнителя в жестком инструменте; ионное травление с нанесением (вакуумно) слоя меди на заполнитель и внутреннюю обшивку; диффузионная сварка заполнителя с внутренней обшивкой в вакууме жестким инструментом; ионное травление наружной поверхности заполнителя и наружной обшивки с распылением на них меди; калибровка заполнителя и диффузионная сварка с обшивкой внутренним давлением газа в вакууме.

В качестве исходных материалов для многослойных конструкций выбраны титановые сплавы системы Ti—5Al—4V и алюминиевые Al—Mg—Cu. Эти материалы применяют для корпусных конструкций изделий.

Результаты по газотормовке показали, что для сплава системы Al—Cu—Mg—Sc наилучший режим температуры 748 К. При этом обеспечивается выдувка высокого купола. Для производства многослойных конструкций цилиндрических панелей смещенными методами разработана специализированная установка (рис. 6.3.6), выполненная в виде вакуумной камеры, в боковых стенках которой установлены патрубки для подсоединения системы вакуумирования. Фронт камеры, через который осуществляется загрузка-выгрузка технологической оснастки с листовыми заготовками, перекрывается шиберной крышкой, управляемой механизмом, смонтированным на верхней поверхности камеры.

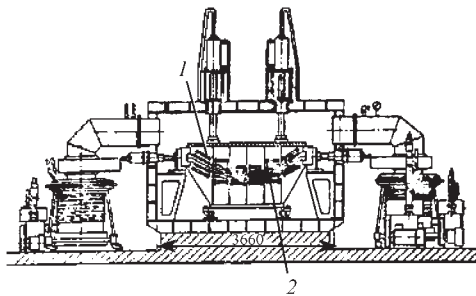


Рис. 6.3.6. Промышленная установка для формования панелей:
1 — штамп; 2 — нагреватели

На задней стенке камеры укреплен фланец, через который вводится устройство с инструментом для ионного травления и термовакуумного напыления поверхностей листовых заготовок. Электромеханический привод устройства обеспечивает возвратно-поступательное движение инструмента вдоль поверхности заготовки с заданной скоростью. В камере предусмотрены вводы для термодпар, подачи газа под высоким давлением и водяного охлаждения уплотнений.

Технология сверхпластического деформирования и диффузионной сварки позволяет решать комплексные задачи проектирования и изготовления новых видов облегченных высокопрочных силовых конструкций из листовых материалов. Теоретически и экспериментально обоснованы технологические режимы операций, разработаны технологические процессы и оборудование для изготовления конструкций.

Для алюминиевых сплавов при температуре деформирования 725...800 К требуются вакуум до 10^{-4} Па, давление газотормовки 0,5 МПа, калибровки — до 1,5 МПа, диффузионной сварки — до 10 МПа. Цикл изготовления — до 1 ч. Для титановых сплавов при 1150...1200 К формовка-сварка проводится в аргоне при давлении 0,5 МПа, калибровка-сварка — до 5 МПа.

6.3.6. БЕСФЛЮСОВАЯ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНАЯ ПАЙКА ТРУБОПРОВОДОВ С ПРИМЕНЕНИЕМ ЛОКАЛЬНОГО НАГРЕВА

Для соединения трубопроводов пневматических и гидравлических систем, работающих в среде газов и жидкостей, в том числе агрессив-

ных, наряду с разъемной арматурой применяют неразъемные соединения. Они могут быть выполнены как сваркой, так и пайкой.

В большинстве случаев паяные соединения трубопроводов наряду с более низкой трудоемкостью изготовления и меньшей массой обладают более высокой вибропрочностью, чем сварные. Статическая прочность паяных трубопроводов находится на уровне прочности основного материала. Стыки под пайку формобразуют непосредственно из металла соединяемых труб методом холодной штамповки.

При большом разнообразии типоразмеров паяных трубопроводов для немонтажной и монтажной пайки применяют установки пайки трубопроводов (УПТ). Обычно УПТ состоит из шкафа с пультом управления и шести нагревательных постов, подключаемых поочередно к нагрузочному трансформатору.

Однако установка УПТ-4 — передвижная, однопостовая. Каждый из постов установки УПТ-7 оснащен нагревательным устройством, соединенным с электрошкафом гибким водоохлаждаемым кабелем. Подача охлаждаемой воды и защитного газа в рабочую полость нагревателя осуществляется автоматически в зависимости от подачи напряжения на нагревательную головку. На УПТ можно паять магистральные, безарматурные и тройниковые соединения трубопроводов диаметром до 3 мм с нагревом паяемого стыка до температуры 1523 К с высокой точностью воспроизведения режимов в монтажных и немонтажных условиях пайки.

Технологический процесс пайки трубопроводов состоит из следующих основных операций: подготовка соединения под пайку и нанесение припоя; сборка паяемого узла; пайка соединения; контроль качества пайки. Припой применяют в виде колец, изготовленных методом штамповки или навивки (компактные припои). Для неагрессивных сред применяют припои на медной основе марок ПМц10 или ПМ-17, а для агрессивных сред — никелевые (Г70НХ, ПЖК-35), никель-хромоникелевые (5АН, 6МА) или палладиевые припои (ПЖК-1000).

Температура пайки медными припоями составляет около 1323 К, никелевыми — 1523 К, палладиевыми — 1493 К. Продолжительность пайки 1,5...4,0 мин. При контроле качества пайки кроме визуального осмотра применяют рентгеновский или ультразвуковой метод.

Воздействие термического цикла пайки на структуру основного металла определяют методами металлографического анализа.

В настоящее время разработаны технологии пайки трубопроводов из низкоуглеродистых и коррозионно-стойких сталей, титановых, медных и алюминиевых сплавов. Паяные соединения работоспособны в широком интервале температур, статических и динамических нагрузок. Приведем для примера характеристики двух установок для пайки трубопроводов.

Установка для пайки трубопроводов УПТ-4 предназначена для безокислительного нагрева соединений трубопроводов под пайку.

Техническая характеристика установки УПТ-4

Напряжение питающей сети, В	380
Установленная мощность, кВт.А	25
Максимальное напряжение на выходе установки, В	17
Максимальный диаметр паяемых трубопроводов, мм	42
Максимальная температура нагрева, К . .	1523
Время нагрева до максимальной температуры, мин.	2...4
Расход воды, м ³ /ч.	1,0
Расход аргона, м ³ /ч	0,5
Площадь, занимаемая установкой, м ² . .	1,0
Масса установки, кг	300

Многопозиционная установка для пайки трубопроводов УПТ-7 предназначена для безокислительного нагрева соединений под пайку.

Техническая характеристика установки УПТ-7

Напряжение питающей сети, В	380
Установленная мощность кВт.А	25
Максимальное напряжение на выходе установки, В	17
Число нагревательных постов.	6
Максимальная температура нагрева, К. . .	1523
Время нагрева до максимальной температуры, мин.	2...4
Расход воды, м ³ /ч.	1,0
Расход аргона, м ³ /ч.	0,5

6.3.7. ТЕХНОЛОГИЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ПАЯНЫХ СЛОИСТЫХ КОНСТРУКЦИЙ

В современной мировой практике в силовых корпусных узлах все больше используют слоистые конструкции с тонколистовым на-

полнителем. Применение слоистых конструкций обусловлено их высокими технологическими характеристиками — удельной прочностью и жесткостью. В качестве конструкционных материалов используют большую гамму металлических и композиционных материалов. Различны и методы их соединения: склеивание, горячее прессование, различные виды сварки и пайки.

Основная особенность слоистых конструкций, соединяемых методом высокотемпературной пайки, — применение тонколистовых материалов толщиной 0,1 мм из сталей, никелевых и титановых сплавов. Рекомендации по выбору припоев и характеру их контактного взаимодействия с конструкционными материалами, исследование влияния технологических факторов на свойства материалов и паяных соединений позволяют расширить гамму узлов для получения работоспособных паяных слоистых конструкций в различных температурных интервалах и средах.

Изучен вопрос об использовании припоев на основе алюминия для пайки тонколистовых титановых сплавов, проведен поиск припоев на основе титана и методов их изготовления малой толщины (до 30 мкм). Для пайки узлов из сталей и никелевых сплавов используются припой системы никель—хром—марганец; никель—медь; железо—никель и др. Кроме того, разработаны оптимальные технологические параметры пайки и оборудование для их реализации.

Указанный комплекс разработок позволил использовать технологии в разработке и изготовлении ряда узлов слоистой конструкции в космической технике.

Разработанные технологии применяют при изготовлении паяных узлов различного назначения: теплообменных аппаратов пластинчатой конструкции, термостатических панелей приборов, панелей пассивной защиты узлов и агрегатов от механических воздействий на испытательных стендах, силовых облегченных малоинерционных конструкций исполнительных механизмов балочного типа в робототехнике, элементов жесткости в станкостроительной технике.

Разработанная технология изготовления слоистых конструкций с применением тонколистовых материалов, состоящих из набора отдельных листовых, гофрированных и штампованных деталей, соединенных между собой пайкой, позволяет снизить массу конструкций

на 10...30 %; повысить коэффициент использования металла до 0,8...0,9; снизить трудоемкость изготовления на 15...20 %.

Имеющаяся система технологического обеспечения позволяет изготавливать паяные панели трехслойных конструкций с максимальными габаритными размерами 145×800×1200 мм, теплообменных аппаратов — 350×400×1200 мм, 350×400×500 мм, конструкций силовых элементов балочного типа — 145×145×1500 мм.

6.3.8. ВАКУУМНАЯ ПАЙКА УЗЛОВ ИЗ АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВОВ

Для изготовления крупногабаритных тонкостенных ажурных паяных конструкций типа теплообменников, радиаторов, сотовых панелей из алюминиевых сплавов разработан процесс пайки без применения коррозионно-активных флюсов: теоретические основы процесса; припои; способы их нанесения; технология вакуумной пайки; вакуумное нагревательное оборудование.

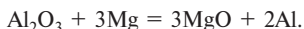
Теоретические основы вакуумной пайки алюминиевых сплавов могут быть представлены в следующем виде. Восстановление оксидов при пайке связано с отделением ионов кислорода от ионов металла. Процесс пайки в вакууме происходит при постоянном давлении, поэтому прочность связи элементов в оксидах оценивается значением изобарного потенциала реакции восстановления ΔZ , упругостью диссоциации оксидов K_p или парциальным давлением кислорода в рабочем пространстве печи P_{O_2} , которые связаны между собой зависимостью

$$\Delta Z = -RT \ln K_p = -4,576T \lg P_{O_2}.$$

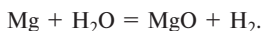
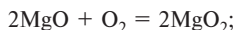
Известно, что оксидная пленка алюминия чрезвычайно устойчива к диссоциации нагрева в вакууме. Парциальное давление кислорода для оксида алюминия Al_2O_3 при температуре пайки 873 К составляет 10^{-4} Па. Необходимо применение газообразного металла-активатора, способного разрушить и удалить оксидную пленку алюминия при пайке его сплавов в вакуумных печах со степенью разрежения $10^{-2}...10^{-3}$ Па.

На основе термодинамических расчетов установлено, что среди легкоиспаряющихся в вакууме металлов единственным газообразным восстановителем оксида алюминия может быть магний. Он обладает большим сродством к ки-

слороду, чем алюминий, и поэтому способен восстанавливать алюминий из его оксидов:



Магний имеет довольно высокую упругость пара в вакууме, и поэтому является хорошим геттером по отношению к кислороду и другим образующим оксиды соединениям, реагируя с ними в процессе пайки:



Объемное отношение оксида магния к общему металлу составляет 0,81, что указывает на низкие защитные свойства оксидной пленки магния и на возможность взаимодействия припоя с основным материалом.

При нагреве в процессе пайки происходит интенсивное испарение магния. Его пары интенсивно связывают влагу, испаряющуюся с поверхности припоя и основного материала, а также кислород в рабочем пространстве вакуумной печи. Образующийся в результате этих реакций оксид магния обладает очень малой плотностью, благодаря чему может длительное время находиться во взвешенном состоянии и постепенно удаляться вакуумным насосом из рабочего пространства вакуумной печи.

Таким образом, пары магния обеспечивают низкую концентрацию кислорода в объеме печи. С уменьшением содержания кислорода и увеличением парциального давления паров магния создаются условия для непосредственного восстановления алюминия из его оксидов парами магния. На поверхности алюминия возникает довольно рыхлый и несплошной слой оксидной пленки магния, который обеспечивает доступ паров магния к поверхности алюминия. При этом происходят адсорбция паров магния на поверхности алюминия и образование сравнительно легкоплавкой жидкой системы алюминий–магний, температура плавления которой значительно ниже температуры пайки. Растекаясь под оксидной пленкой по поверхности припоя и основного материала, эта жидкая фаза взламывает и разрушает ее. В результате этого в момент плавления припоя он освобождается от оксидной пленки и, растекаясь по неокисленной поверхности основного материала, формирует паяное соединение.

Высокотемпературную пайку проводят в вакуумной печи (разрежение $10^{-2} \dots 10^{-3}$ Па), в

которую помещают навеску магния, или вводят его в состав паяных алюминиевых сплавов, или в припой металлургическим способом. Среди припоев широко применяют силумины; их наносят на листы алюминиевых сплавов методом прокатки. Освоено производство сплавов в виде листового материала, плакированного силуминовым припоем с содержанием 6...12 % Si и толщиной 0,3...20,0 мкм. Толщина плакированного слоя составляет 7...10 % толщины листов основного металла.

Оптимизированный технологический процесс вакуумной пайки узлов из алюминиевых сплавов, внедренный для изготовления теплообменников, радиаторов и других многослойных конструкций, обеспечил повышение качества, надежности паяных узлов и снижение их стоимости.

6.3.9. ДУГОВАЯ ПАЙКА В ВАКУУМЕ

Для тугоплавких металлов, жаропрочных и жаростойких сплавов наиболее эффективна пайка в вакууме с применением локальных концентрированных источников энергии, позволяющих получить высококачественные паяные соединения с практически неизменными свойствами паяемых металлов.

Наиболее апробированы следующие технологические приемы: пайка дуговым разрядом с полым катодом (ДРПК) в диффузной форме с неподвижным пятном нагрева; с импульсно-периодическим изменением плотности теплового потока разряда при его неизменной эффективной мощности; получение различной по площади и конфигурации зоны нагрева с распределением по ней плотности теплового потока по различному закону однокоординатным или двухкоординатным сканированием внешнего столба ДРПК; подача припоя в процессе нагрева паяного соединения.

Наиболее простой и надежный способ пайки ДРПК — в диффузной форме с неподвижным пятном нагрева. Он позволяет благодаря току разряда и длине дугового промежутка плавно управлять как скоростью нагрева, так и равномерностью зоны паяного соединения до требуемых температур. Получают паяные швы длиной 2...5 см на деталях с толщиной стенки 0,2...0,5 см в зависимости от теплотехнических свойств паяных металлов, массы и размеров деталей.

Второй технологический способ пайки — пайка с импульсно-периодическим изменением

ем плотности теплового потока в пятне нагрева ДРПК с воздействием на его прианодную область аксиально-симметричным неоднородным магнитным полем. Недостаток — получение паяных швов небольших размеров, площадь которых значительно меньше площади самого пятна нагрева. Разработан прием сканирования (линейного и двухкоординатного) столба ДРПК с помощью четырехполюсной магнитной системы, позволяющий получать зону нагрева любой конфигурации. При частотах сканирования 10...50 Гц можно сформировать поверхностный источник нагрева, результирующее распределение энергии которого существенно отличается от распределения энергии в пятне нагрева разряда. При сканировании с заданной траекторией локальной развертки столба ДРПК удается прогреть изделие с толщиной стенки, в 2–3 раза большей, чем при нагреве в неподвижном столбе. При этом длина паяного шва может быть увеличена в 10–20 раз. Пайку жаропрочных сплавов на никелевой основе проводят при температуре 1373...1473 К припоями на основе никеля с добавкой элементов, снижающих температуру плавления (на основе эвтектик с бором, кремнием и твердым раствором с марганцем, хромом, железом и углеродом), а также палладиевыми припоями (ПЖК-1000). Применяют пайку давлением с размещением припоя между соединяемыми поверхностями. Оптимальное давление в камере при высокотемпературной пайке $(2...7) \cdot 10^{-2}$ Па. Применяют самофлюсующиеся припои, т.е. химически или электрохимически покрывают поверхности слоем никеля толщиной 10...15 мкм. Перспективный припой системы — содержащий высокоактивный и диффузионно-подвижный бор, он эффективно снижает температуру плавления системы и быстро диффундирует в процессе пайки и термообработки.

При пайке медных сплавов поверхность покрывают слоем никеля или меди толщиной 5...10 мкм. Для высокотемпературной пайки меди используют чаще всего серебряные припои, например ПСр-72. Оптимальный вакуум $(6...8) \cdot 10^{-2}$ Па. В качестве плазмообразующего газа в ДРПК обычно используют аргон, азот и азотно-аргоновую смесь.

Пайку титана и его сплавов проводят при 1073...1173 К с припоями на основе титана или металлов, образующих с ним неограниченные твердые растворы (цирконий, ванадий, медь, никель, кобальт). Перспективным является на-

несение на поверхность титановых сплавов композиционных материалов, обладающих повышенными свойствами износостойкости, методом их дуговой пайки в вакууме. Присадочный материал — порошковая смесь припоя ВПР16 и релита (карбиды вольфрама WC и W₂C) с микротвердостью частиц 17 300...24 900 МПа. При времени пайки 10...20 с и температуре 1173...1223 К получается качественный паяный слой толщиной до 1,0 мм без заметной эрозии подложки.

При пайке алюминия из-за оксидной пленки процесс интенсифицируют повышением скорости нагрева, низкой температурой пайки 823...573 К, подготовкой поверхности соединяемых деталей (стыковые соединения с открытыми поверхностями) изором не более 0,10...0,15 мм. Перспективна вакуумная пайка в парах магния.

Глава 6.4

СБОРКА И ИСПЫТАНИЯ

6.4.1. ТЕХНОЛОГИЯ СБОРКИ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ ИЗДЕЛИЙ

В технологии сборки ракетного комплекса необходимо выделить несколько специфических направлений, относящихся к сборке емкостей, двигателей, общей сборке и к сборке в условиях космического пространства. По технологическим и конструктивным особенностям сборка комплекса разделена на две основные части: сборка ракеты-носителя (РН) и сборка космического аппарата (КА).

Сборку проводят по трем основным схемам, зависящим от расположения продольной оси изделия: горизонтальной, вертикальной и смешанной. Выбор положения ракеты при сборке зависит от следующих факторов: компоновки, габаритных размеров, возможности обеспечить доступ к зоне сборки и от площади, на которой намечается проводить сборку изделия. Существующие РН выполнены по трем основным схемам:

тандемной (все баллистические ракеты, в том числе РН «Космос», «Зенит»);
пакетной (РН «Энергия»);
последовательно-параллельной (РН «Протон»).

Для РН тандемной схемы наиболее проста и экономична горизонтальная сборка с помощью стыковочных тележек, обеспечиваю-

щих основное сближение блоков изделия до полного совмещения их узлов крепления. РН, имеющие последовательное расположение ступеней, монтируют в горизонтальном положении. При этом решающими являются конструкция и габариты изделия. При больших габаритных размерах агрегатов существенное значение приобретают значения весовых прогибов конструкции, изменение формы стыковочных поверхностей под действием веса оболочки и изменения положения в пространстве стыков трубопроводов. Для исключения деформации стыкуемых сечений и снижения нагрузок на оболочку конструкции при горизонтальной сборке используют специальные бандажные кольца.

Для ведения наружных и внутренних монтажей применяют комплект специальных и универсальных средств обслуживания. К специальным средствам относят стационарные элементы сборочных ступеней, обеспечивающих доступ в верхнюю часть изделия; нижняя часть изделия обслуживается с помощью универсальных средств.

Для РН пакетной схемы используют две схемы сборки: револьверную и стационарную. Револьверную сборку пакета проводят на специальном нестандартном оборудовании, позволяющем вести стыковку блоков последовательно, поворачивая центральный блок так, чтобы стыковка осуществлялась при нижнем положении бокового блока. После проведения монтажных работ на первом боковом блоке изделие поворачивают так, чтобы появилась возможность стыковки второго блока.

Сборка пакета с поворотом вокруг продольной оси не может быть применена для конструкций любой массы. На выбор схемы сборки влияют моменты, возникающие при повороте центрального блока с несимметрично расположенными боковыми блоками.

Стационарную сборку осуществляют при неподвижном центральном блоке. В этом случае нижние боковые блоки устанавливаются в агрегаты пристыковки, затем центральный блок располагают на монтажно-стыковочных тележках, после чего на агрегаты пристыковки монтируют верхние боковые блоки. После предварительной установки блоков в требуемое положение с помощью механизмов перемещения стыковочных агрегатов проводят механическую стыковку связей центрального и боковых блоков. После механической стыковки агрегаты пристыковки отводятся, передавая нагрузку на узлы связи цен-

трального блока. В этом случае обеспечивается равномерное нагружение центрального блока и исключаются крутящие моменты, способные вызвать деформацию центрального блока при неравномерном нагружении.

Для крупногабаритных изделий более перспективна вертикальная сборка, при которой отсутствуют весовые деформации поперечных стыков изделия. Применяется также смешанная схема сборки, которая позволяет совместить преимущества вертикальной сборки с простотой и дешевизной горизонтальной сборки.

Внутренние монтажи ведут на отдельных отсеках при удобном доступе в зону сборки и минимальных весовых прогибах, а окончательную сборку проводят в горизонтальном положении по одному монтажному стыку на простом оборудовании. Этот прием в 2 раза снижает требуемую высоту монтажного корпуса.

Сборка КА зависит от конструктивного и технологического членения изделия, схемы технологических опор, наличия технических средств для осуществления процессов сборки, выбора оптимальных форм организации технологических процессов сборки и т.д. В технологии можно выделить два основных этапа сборки: предварительная — для электрических испытаний механически разобранного объекта; окончательная — с электрическими и пневмоиспытаниями собранного изделия. Оба эти этапа имеют свои технологии и особенности осуществления.

6.4.2. СБОРКА ТОЧНЫХ ПРИБОРОВ

При производстве *динамически настраиваемых гироскопов (ДНГ)* внедрены новые технологии. Технологический процесс балансировки ДНГ существенно отличается от применяемого для традиционных типов приборов рядом специфических операций: динамической балансировкой несимметричных жестких роторов; статической, моментной, осевой балансировками и устранением отклонения от пересечения осей при упругой связи ротора с опорами; динамической настройкой. В ряде модификаций ДНГ конструкторской документацией предусмотрены ручные способы корректировки масс при невращающемся роторе. Обработка результатов измерения дисбалансов может проводиться по известным критериям математической статистики. Поэтому особое значение при балансировке приобретают опе-

рации контроля. Для повышения информативности целесообразно использовать совмещенные методы контроля, в том числе независимое одновременное определение главных векторов и момента дисбалансов ротора и внутреннего кольца и включение режима электрической пружины, обеспечивающего жесткую связь с опорами. Синтезирована структурная схема и разработан комплексный измерительный резонансный *балансировочный станок (БС)*, обладающий преимуществами по сравнению с аналогами. Помехоустойчивость схемы достигается автоматической настройкой частотно-избирательного устройства с использованием дискретной схемы генератора опорных сигналов в сочетании с комплексной схемой включения множительных устройств с индикаторными устройствами на интегрирующих элементах типа электродинамических вектометров или двухкоординатных самопишущих приборов.

Особенностью БС является возможность его работы как от датчика давления, датчика ускорения, так и от датчика измерения резонансов. Разработаны метод и оборудование, основанные на использовании прецизионной системы контроля динамической неуравновешенности и автоматической схемы управления импульсными лазерными излучателями при вращающемся роторе. Для контроля дисбаланса используют комплексный измерительный резонансный БС. Оператор анализирует результаты измерений лазерного БС и принимает решение о режиме его работы. Корректировка масс выполняется на станке, в котором принята дискретная схема управления лазерными излучателями с ручным введением в систему исходных данных об автоматическом режиме уравнивания.

Разработана схема лазерного БС, имеющего высокую точность угла коррекции, возможность одновременного проведения всех видов балансировки, в том числе осевой и динамической неуравновешенности. При раздельной балансировке устранение осевой неуравновешенности проводится одинаковым числом импульсов лазерного излучения в двух диаметрально противоположных точках одной плоскости коррекции, а динамической — в обеих плоскостях коррекции в диаметральных точках, соответствующих углу дисбаланса.

Существующий технологический процесс статической балансировки многоосных подвижных систем приборов типа карданова под-

веса имеет три этапа: определение момента дисбаланса относительно оси подвеса рамы; расчет значений и определение мест расположения корректирующих масс; установка корректирующих масс на раме. Для всех трех этапов разработаны технологические процессы и проведена модернизация балансировочного стенда.

Для отсчета момента дисбаланса с требуемой точностью при статической балансировке приборов на базе растрового датчика линейных перемещений разработан высокоточный *электромеханический преобразователь (ПЭМ)*. В его конструкции растровая линейка используется одновременно в качестве корректирующей массы и высокоточного устройства отсчета ее перемещения при балансировке. К преимуществам ПЭМ относят высокую точность, конструктивную отработанность узлов базового растрового датчика и дискретность формы выходного сигнала.

Новый теоретически обоснованный метод балансировки карданова подвеса заключается в целенаправленном изменении положения центров масс рам с учетом взаимного влияния дисбалансов всех элементов карданова подвеса. Для его реализации измеряют моменты дисбаланса всех рам подвеса. По специальному алгоритму рассчитывают значения и места расположения корректирующих масс и проводят их установку на все элементы одновременно. При этом суммарное значение корректирующих масс меньше, чем при традиционной последовательности уравнивания. При этой схеме сумма корректирующих масс в среднем уменьшилась на 52 %.

6.4.3. НОВЫЕ СРЕДСТВА КОНТРОЛЯ ГЕРМЕТИЧНОСТИ

Для создания высококачественных изделий РКТ с длительными сроками эксплуатации потребовались новые средства контроля герметичности, в которых в качестве контрольных газов используются рабочие вещества контролируемых изделий. Наиболее перспективным является элегаз (SF_6 — шестифтористая сера), для регистрации которого был создан плазменный течеискатель. Его работа основана на изменении параметров возбуждаемой высокочастотным электрическим полем плазмы в зависимости от наличия в ней электроотрицательных газов. Появление этих газов в ионизационной камере изменяет скорость рекомбинации

ионов. При этом возрастает частота срыва генерации и возникают радиоимпульсы, частота следования которых пропорциональна концентрации примеси. Стрелка прибора отклоняется на угол, пропорциональный увеличению этой частоты. Сигнал с делителя частоты поступает на блок звуковой индикации, частота звукового сигнала которого пропорциональна концентрации электроотрицательного газа.

Чувствительность течеискателя максимальна при расходе 100...510 мм³/с и давлении в камере 100...200 Па. Расход газа и давление в камере при постоянной откачке обеспечиваются регулировкой натекателя.

Переносной течеискатель состоит из шупа и вторичного блока. В шупе смонтированы рабочая камера с натекателем, ВЧ-генератор и усилитель. Пороговая чувствительность течеискателя при контроле изделий, заполненных элегазом, по его концентрации составляет 10⁻⁶ %. Прибор практически безынерционен. При скорости перемещения шупа течеискателя 15 мм/с и зазоре между торцом шупа и поверхностью изделия не более 0,7 мм исключается пропуск течей по потоку элегаза 10⁻⁹ Вт. При этом характер распределения контрольного вещества в зоне микронеплотностей соответствует нормальному закону распределения. Высокая чувствительность течеискателя по концентрации элегаза в воздухе позволяет успешно использовать его для контроля суммарной герметичности (методом накопления) при атмосферном давлении.

Установлено, что поток утечек 10⁻⁵ Вт в объеме накопления 10 м³ достоверно регистрируется при времени накопления 30 мин и давлении в ионизационной камере течеискателя 100...200 Па. При увеличении давления до 500 Па чувствительность контроля повышается почти в 100 раз. Поскольку плазменный течеискатель реагирует на все электроотрицательные газы, для выделения контрольного вещества используют хроматографическую колонку, которую устанавливают между натекателем и ионизационной камерой, а анализ газовой смеси проводят путем взятия проб.

Высокая критическая температура элегаза (227,5 К) позволяет использовать высокочувствительные методы контроля суммарной герметичности, основанные на откачке элегаза из объема накопления и концентрировании его на криогенных ловушках. Наиболее эффективно использовать в качестве объема накопления вакуумную камеру. Если весь элегаз

откачивается через криогенную ловушку, эффективность метода определяется зависимостью

$$C = kC_0 V/V_k,$$

где C — концентрация элегаза в объеме накопления; C_0 — средняя концентрация элегаза в объеме накопления; V — свободный объем вакуумной камеры; V_k — объем накопления; k — коэффициент эффективности работы криогенной ловушки.

Таким образом, максимальная чувствительность достигается при минимальном объеме накопления. Для реализации метода разработана установка контроля герметичности (УКГ), выполненная в виде передвижного блока (рис. 6.4.1), который соединяется с объемом накопления (вывод A) и состоит из механического вакуумного насоса 3 и азотной ловушки 1 , между которыми установлена камера 2 отбора проб и группы коммутационных клапанов ВН1...ВН5.

Анализ проводится течеискателем ТП-2 или хроматографом с детектором электронного захвата. Криогенная ловушка выполнена из коррозионно-стойкой стали в виде змеевика диаметром 16 мм и толщиной 1 мм. Во время испытаний он помещается в герметичный сосуд, в который заливается жидкий азот. В качестве объема накопления используется вакуумная камера объемом 200 дм³, а дефекты имитируются контрольными капиллярными течами с потоками 2·10⁻⁸ и 2·10⁻⁹ Вт. При атмосферном давлении в объеме накопления достоверно регистрируется после 15 мин кон-

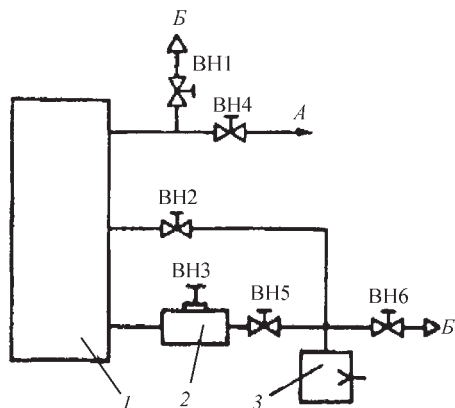


Рис. 6.4.1. Пневмосхема УКГ

центрирования утечка $Q = 2 \cdot 10^{-8}$ Вт, а при давлении 2 Па — утечка $Q = 2 \cdot 10^{-9}$ Вт. Метод концентрирования применим при использовании в качестве контрольных газов фреона, аммиака и др., имеющих высокую критическую температуру.

Средства контроля герметичности ТП-2 и УКГ благодаря высокой чувствительности, широкому динамическому диапазону, малой инерционности, простоте в эксплуатации и их высокой надежности широко применяют при испытаниях на герметичность.

6.4.4. НОВЫЕ СРЕДСТВА ДЕМПФИРОВАНИЯ КОЛЕБАНИЙ ЭЛЕМЕНТОВ СТЕНДОВ ДЛЯ ГИДРОДИНАМИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ АГРЕГАТОВ

Возможность проведения испытаний насоса обеспечивают установкой на трубопроводе antivибратора, снижающего вибронгрузки в 30–40 раз при любом давлении рабочей среды во всем спектре возбуждающих частот (0...10 000 Гц). При конструкторской отработке и серийном выпуске различных типов насосов оценивают их основные характеристики: напор, мощность и КПД, которые определяют на специальных стендах. Использование таких высоконагруженных стендов позволяет контролировать качество выпускаемых гидромашин. Стенды содержат трубопроводы, которые испытывают виброперегрузки, равные (100...400)g.

Созданы новые методы и средства демпфирования колебаний, которые обеспечивают уменьшение коэффициента передачи вибронгрузок в 30–40 раз во всем спектре возбуждающих частот (0...10 000 Гц) для трубопроводов больших диаметров (до 200 мм); проведение испытаний при изменении параметров рабочей среды (температуры, давления до 45,0 МПа); безопасность и дистанционность проведения испытаний.

Работы проводились в три этапа: выбор рационального принципа работы antivибратора; создание серии вибраторов на основе нового принципа выбора наиболее рациональной его структуры; параметрическая оптимизация двух выбранных структур.

При построении схемы амортизации рациональным размещением упругих и демпфирующих элементов системы виброзащиты с применением связей в виде направляющих и преобразующих движение элементов осуществ-

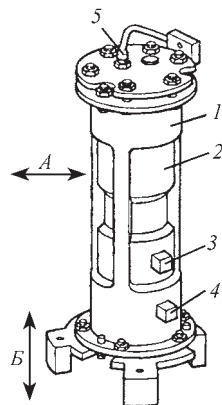


Рис. 6.4.2. Модель antivибратора:
1 — корпус; 2 — гильза; 3, 4 — датчик вибраций ДВС 036-02; 5 — датчик давления ЛХ-610; А, В — направления вибраций перпендикулярно и параллельно оси antivибратора соответственно

ляется полная или частичная «развязка» движения амортизируемого объекта по координатам. При выборе рациональной структуры осуществляется разработка нескольких вариантов конструкций antivибраторов (рис. 6.4.2).

При отработке вариантов конструкций рассматривались все разновидности моделей: с параллельным, последовательным и смешанным соединением элементов antivибратора. Наиболее благоприятное распределение частот среди группы последовательно соединенных элементов амортизационного устройства — это такое, при котором происходит возрастание собственной частоты последующей детали по сравнению с предыдущей. Antivибраторы проходят испытания на вибрационном стенде с вибрациями в двух взаимно перпендикулярных направлениях. Амплитуда пульсаций давления в antivибраторе измеряется в процессе всех испытаний, обычно она не превышает $\pm 0,35 \cdot 10^5$ Па при рабочих давлениях среды.

Была составлена система дифференциальных уравнений движения элементов antivибраторов. Амплитудно-частотную характеристику (АЧХ) antivибратора определяли методом моделирования его переходной характеристики и последующего ее пересчета в АЧХ. Расчетным путем определялась АЧХ неоптимизированного antivибратора в широком диапазоне частот, и с учетом этой характеристики

выделялся поддиапазон для дальнейшего анализа и оптимизации. При выделении поддиапазона особенно подробно исследовались свойства свободных колебаний антивибратора. В результате исследований разработаны следующие рекомендации.

1. Конструкции антивибраторов должны содержать коаксиально расположенные трубчатые элементы с фланцами, промежуточный трубопровод с фланцем и патрубком, причем промежуточный трубопровод должен быть смонтирован в цилиндрическом корпусе, а фланец выполнен разрезным в виде фигурных пластин, установленных в прорезях корпуса.

2. Для снижения вибронгрузок в 30–40 раз в условиях любых давлений рабочей среды (до 45 МПа), больших (до 200 мм) диаметров трубопроводов во всем спектре возбуждающих частот (0...10 000 Гц) необходимо использовать разработанную методику и аппарат решения параметрической оптимизации инерционных, упругих и демпфирующих характеристик системы трубопровод — антивибратор.

Полученные результаты отличаются высокой степенью точности и применимы для проектирования любых гидростендов.

6.4.5. МОДЕЛИ ПРОЦЕССА ОТРАБОТКИ И ОЦЕНКА ТРЕБУЕМОГО ЧИСЛА ИСПЫТАНИЙ

Для проведения автономных испытаний нужны сведения по числу и вероятности выявления отказов каждого вида и их устранению. Для проведения комплексных испытаний нужны данные по вероятности отказов вследствие недоработок типовых блоков и их устранения после испытаний. Изучение именно этих статистических величин, связанное с раскрытием физических причин отказов, обеспечивает рациональную направленность работ по устранению недоработок. Недоработки можно условно разделить на единичные и групповые (повторяющиеся партиями). В первом случае недоработки носят случайный характер и связаны с существенными ошибками рабочего или оператора при изготовлении, сборке и эксплуатации техники. Единичные недоработки, как правило, устраняются при хорошей организации работ и диагностирования во время изготовления и сборки изделия. Групповые недоработки связаны со сложностью учета концентраций на-

пряжений в конструкциях, с новизной технологических процессов и технических решений, а также с особенностями эксплуатации изделий. Процесс их устранения носит дискретный характер.

При статистическом оценивании надежности после n -го испытания и доработки вероятность безотказной работы можно представить рекуррентной для числа испытаний зависимостью

$$P = P_n + \sum_{j=1}^u \Delta P_{n+1,j},$$

где u — число доработок; $\Delta P_{n+1,j}$ — изменение надежности за счет j -й доработки.

При наличии статистики несложно определить математическое ожидание $P_{к.т.э}(n)$ и нижнюю границу безотказной работы изделия с определенной доверительной вероятностью $\gamma(n)$.

При выборе стратегии продолжения испытаний по мере проведения экспериментальной отработки необходимо изменять исходную информацию. С помощью статистического моделирования с учетом динамики исходов испытаний могут быть решены следующие задачи: выбор рационального момента перехода от одного вида испытаний к другому, например от наземных к летным, от летных испытаний блоков к испытаниям РН в целом и др. При решении этих задач привлекаются экономические критерии и зависимости, позволяющие с определенной доверительной вероятностью сравнить по затратам и времени реализацию того или иного альтернативного варианта. Таким образом, целесообразно сочетание физического и математического эксперимента при доработке изделий РКТ.

Распространено установление надежности по нижней интервальной оценке \hat{P}_n с определенной доверительной вероятностью γ_0 . При доверительной вероятности $\gamma_0 = 0,978$ оценка $\hat{P}_n = \hat{P} - 2\sigma_p$; при $\gamma_0 = 0,999$ оценка $\hat{P}_n = \hat{P} - 3\sigma_p$.

Для определения требуемого числа испытаний с доверительной вероятностью γ_0 используется зависимость

$$\hat{P}_n = (1 - \dot{\gamma}_0)^{1/n},$$

откуда

$$\dot{\gamma}_0 = 1 - \hat{P}_n^n \quad \text{и} \quad n = \ln(1 - \dot{\gamma}_0) / \ln \hat{P}_n,$$

где n — число требуемых подряд успешных испытаний; $\dot{\gamma}_0$ — коэффициент, часто называемый доверительной вероятностью. Величина \hat{P}_n^n представляет собой вероятность сложного события — получения n подряд успешных испытаний изделия, имеющих одинаковую надежность \hat{P}_n . Величина $\dot{\gamma}_0$ равна вероятности отказа при реализации такого события. Предлагается использовать следующий прием определения требуемого числа испытаний:

1. С помощью функции роста надежности, например в форме $P_n = 1 - (1 - P_0)\exp \lambda_n$, находят $n = \frac{1}{\lambda} \ln(1 - P_n) / \ln(1 - P_0)$.

2. Затем, если нужно обеспечить требуемое значение нижнего предела надежности, находят σ_p , устанавливается $\hat{P}_n = P_n - 3\sigma_p$ или $\hat{P}_n = P_n - 2\sigma_p$.

3. В случае когда \hat{P}_n значительно отличается от заданного значения, осуществляют итерационную процедуру поиска дискретного n , при котором обеспечивается требуемое значение \hat{P}_n , т.е. \hat{P}_n^{TP} . Подтверждение проектной надежности бессмысленно. Практически проектная надежность изделий РКТ, как правило, выше 0,999, и испытания для подтверждения проектной надежности не имеют смысла.

Наземные и летные испытания ЛА служат для устранения отказов вследствие недоработок, а при контрольных испытаниях — целям подтверждения того, что уровень отказов за счет $P_{к.т.э}$ близок к нулю. Устранение недоработок во всех изделиях исключает их появление в каком-либо из них, если оно не связано со случайностями нагружения, несущей способностью материалов и другими стохастическими особенностями.

6.4.6. ПЛАНИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ИСПЫТАНИЙ ЛА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МОДЕЛИ «НАДЕЖНОСТЬ—ВРЕМЯ—СТОИМОСТЬ—ОБЪЕМ МЕРОПРИЯТИЙ»

Задача планирования работы над ЛА в процессе НИОКР формулируется в общем виде так: нужно найти оператор управления — изменения надежности объектов комплекса ЛА и соответственно время t и объем затрат C на мероприятия разных этапов работ, при которых обеспечивается общий минимальный расход средств на достижение цели системой однотипных ЛА (СОЛА) при определенном сроке ввода системы t_b и сроке эксплуата-

ции t_3 . Такая задача в общем случае является вариационной из-за неизвестной формы связи $P(C, n, t)$ и стохастичности. Для приближенного ее решения используют заданную форму связи $P(C, n, t)$, когда стохастический характер процесса оценивается методом динамики средних. Основа планирования работ над СОЛА — это сетевой график (граф) работ. В качестве элементарного звена такой модели может рассматриваться ветвь графа, например, для ЛА. Назовем ij -м подпроцессом ветвь графа — участок формирования j -го объекта на i -м временном этапе. В каждом подпроцессе достижение или поддержание уровня надежности обеспечивается совокупностью n_{ij} мероприятий, на которые расходуются средства $C_{0ij}(P_{ij}, n_{ij}, t_{ij})$, где t_{ij} — время. При такой схематизации процесса создания и эксплуатации системы нужно определить оператор управления — вектор $\Pi^Y = \Pi\{P_{ij}, n_{ij}, t_{ij}\}$, соответствующий минимуму затрат на выполнение задачи СОЛА, т.е. найти

$$C_{т.з} = \min_C \left[\sum_{i=1}^k \sum_{j=1}^m K(t_i) C_{ij}(n_{ij}, P_{ij}, t_{ij}, W) + C_{0ij} \right];$$

$$\Pi^Y \in v,$$

где k и m_i — соответственно числа этапов и обсле- дуемых агрегатов ракеты-носителя, разгонного блока, космического аппарата, объектов стартового комплекса; $K(t_i)$ — функция, учитывающая разновременность затрат; C_{0ij} — затраты, не зависящие от P_{ij} , n_{ij} и t_{ij} при ограни-

$$\sum_{j=1}^{m_i} t_{ij} = t_i.$$

Уменьшение надежности на границе i -го этапа связано с внесением новой совокупности случайных факторов. Расход средств на этап идет в двух направлениях: на испытания — опытную разработку $C_u(n)_i$; на затраты, не связанные непосредственно с испытаниями, $C_0(P, t)_i$. Следовательно, величину $C(P_0, t, n)_i$ почти на всех этапах можно представить так: $C(P_0, t, n)_i = C_u(n)_i + C_0(P, t)_i$.

Влияние затрат $C_u(n)_i$ связано с обеспечением изменения надежности при испытаниях от P_{i-1} до P_i . Дискретный характер мероприятий (испытаний) на этапе вызывает ступенчатое изменение надежности ЛА. Анализ разработки ЛА с помощью зависимостей (общие за-

траты типа $C_{т.з}$) позволил установить следующие закономерности:

при увеличении общего числа ЛА уменьшается удельный вес затрат на разработку, повышается оптимальный уровень надежности для этой стадии работ;

увеличение объема задач (противодействия для баллистических ракет) понижает уровень оптимальной надежности на всех этапах работ;

оптимальная величина надежности для разных этапов работ различна, поэтому в ТЗ целесообразно учитывать этот факт;

общие расходы на систему существенно снижаются при оптимальном распределении времени, затрат и мероприятий по этапам работы;

целесообразно совмещать этапы и уделять больше времени и средств процессу проектирования.

Задача планирования экспериментальной отработки ЛА формулируется так: нужно найти распределение надежности по границам этапов отработки, число испытаний и время их проведения, при которых затраты на наземные автономные и комплексные, летно-конструкторские и зачетные испытания при заданных условиях производства и эксплуатации в течение гарантированного срока минимальны:

$$C_u = \min C \left[\sum_{i=1}^k \sum_{j=1}^m K(t_i) C_{ij}^x(P_{ij}, n_{ij}, t_{ij}, P_3^{TP}) + C_{0ij} \right],$$

где k, m — число этапов испытаний и обследуемых агрегатов; P_3^{TP} — дисциплинирующее условие — требуемая эксплуатационная надежность. Целевая функция затрат на испытания C_u включает в себя одновременно два показателя: стоимость и эксплуатационную надежность.

6.4.7. КОНСТРУКТОРСКО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ОСОБЕННОСТИ ПРИ СОЗДАНИИ ЖРД

Технология сборки двигателя, а особенно мощного, сложна тем, что в его состав входят жесткие и нежесткие конструкции, испытывающие при эксплуатации все виды нагрузок: тепловые и криогенные нагрузки, высокие избыточные давления, вибрации, динамические и ударные нагрузки и т.д. При выборе варианта технологии и схемы сборки ЖРД учитыва-

ют его компоновку, габаритные размеры, массы двигателя и входящих в него агрегатов, состав применяемых в пневмогидравлических системах (ПГС) соединений.

Повышение технического уровня технологии сборочного производства ЖРД пошло в направлении автоматизации сварки соединений ПГС; механизации операций сборки-затяжки резьбовых соединений ПГС; повышения уровня взаимозаменяемости и собираемости изделия; применения объективных методов контроля усилия затяжки резьбовых соединений, герметичности, геометрических и массовых параметров двигателей.

Разработаны конструкторско-технологические решения по членению двигателей и принят блочный принцип вместо членения на функциональные агрегаты, трубопроводы и детали общей сборки. Сущность блочного принципа состоит в том, что конструкцию изделия разделяют на укрупненные конструкторско-технологические блоки, в состав которых входят агрегаты, трубопроводы, детали и узлы крепления элементов в блоке. Функциональные агрегаты двигателя являются базовыми сборочными единицами (СЕ). Блоки создаются на базе других СЕ. Так, например, в состав двигателя входят блоки камеры сгорания (КС), турбонасосного агрегата (ТНА), автоматики, пневмобаллонов, подвода компонентов и др.

Преимущества блочного принципа: сокращение цикла сборки; возможность применения механизированного сборочно-сварочного инструмента и устройств; улучшение собираемости ЖРД благодаря повышению точности и стабильности размеров на выходных координатах блоков; механизация и автоматизация основных операций, повышение качества сборки благодаря сокращению объема подгоночных работ.

Имеются принципиальные конструкторско-технологические решения по технологии и средствам оснащения сборки двигателей. Применяются различные варианты схем сборки двигателей с вертикальным расположением камеры, соплами вверх и вниз, с базированием в стапеле по элементам привалочной плоскости или соплу. Однокамерные ЖРД собираются в передвижных стапелях — кантователях, при этом базами для крепления в стапеле являются цапфы или траверсы блока КС.

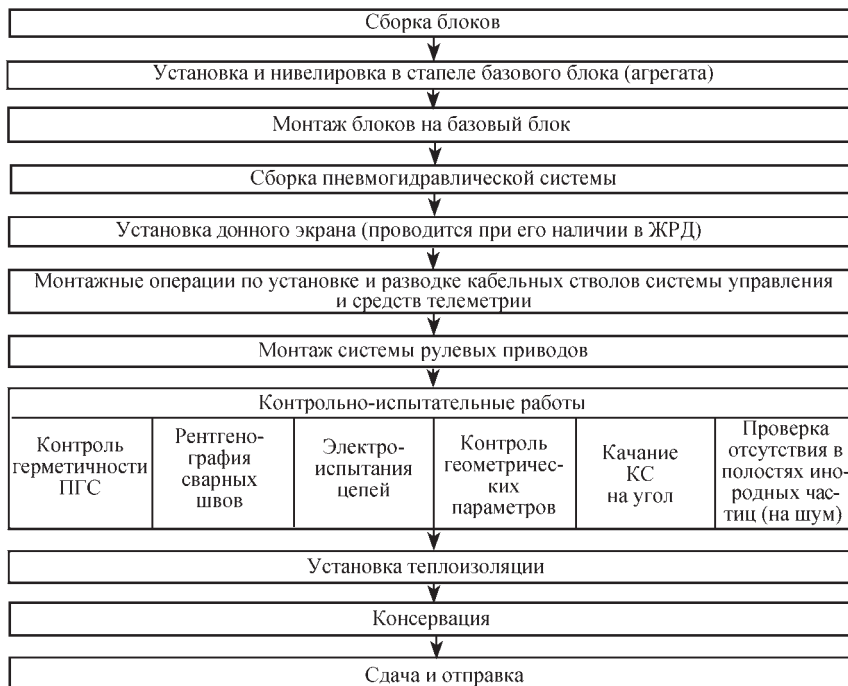


Рис. 6.4.3. Типовая укрупненная схема общей сборки ЖРД

Укрупненная типовая схема общей сборки ЖРД приведена на рис. 6.4.3.

Сборку конструкторско-технологических блоков осуществляют в стационарных или передвижных стапелях — координатниках. Пространственные размеры блоков определяются при макетировании изделия с оформлением габаритных контрольных образцов. Монтаж блоков и агрегатов осуществляют с помощью кран-балок или других грузоподъемных механизмов. Сварку линий ПГС «трубопровод+трубопровод», «трубопровод+СЕ» в неповоротном исполнении выполняют в специальных сварочных установках, оснащенных головками для сварки стыков. Применяют головки для сварки трубопроводов в составе блоков и двигателя с диапазоном диаметров свариваемых труб 6...800 мм. Монтажные операции кабельных стволов системы управления и телеметрии осуществляют на сборочном стенде. Контроль геометрических параметров проводят на специальных измерительных стендах и машинах. Правильность электро-монтажа, целостность электрических цепей, сопротивления изоляции, контроль парамет-

ров качания КС и т.д. осуществляют с помощью специальной аппаратуры.

Глава 6.5

ДЕФЕКТΟΣКОПИЯ И ДИАГНОСТИКА

6.5.1. НЕРАЗРУШАЮЩИЙ КОНТРОЛЬ КАЧЕСТВА МЕТАЛЛОВ И ИХ НЕРАЗЪЕМНЫХ СОЕДИНЕНИЙ

Высокие требования к качеству исходных материалов и изделий из них потребовали создания высокочувствительных средств контроля по выявлению вида и ориентации дефектов, их количественной оценки и оценки степени опасности. Наибольшее применение нашли информативные и достаточно просто реализуемые методы ультразвукового контроля (УЗК). Переносной универсальный ультразвуковой дефектоскоп УД-339 с комплектом специализированных преобразователей позволяет осуществлять контроль в соответствии с современными требованиями. Он предназначен для выявления поверхностных, внутренних дефектов, типа нарушения

сплошности и однородности в металлах и сварных соединениях. Прибор позволил реализовать различные методы и схемы прозвучивания (эхо-импульсный, теневой, зеркально-теневой), его можно применять в малоканальных установках механизированного контроля. Особенности дефектоскопа: наличие трех дополнительных фиксированных программ контроля, повышенная в 3–4 раза точность временной регулировки чувствительности (ВРЧ) (управляемой в 16 временных зонах); измерение и индикация эквивалентных размеров дефектов или амплитуды эхо-сигнала от дефектов; наличие встроенного имитатора сигналов; возможность наблюдения радиосигналов на экране ЭЛТ. Большое внимание при разработке прибора уделено системе ВРЧ, построенной по новому принципу программного управления, при котором амплитудно-временная характеристика выходного сигнала имеет кусочно-линейный характер. В приборе предусмотрены три фиксированных режима работы с установкой следующих параметров: длительность подзон ВРЧ; усиление в подзонах ВРЧ; калибровка по скорости ультразвукового контроля; калибровка по углу ввода ультразвуковых колебаний; компенсация задержки распространения ультразвуковых колебаний по призме пьезопреобразователя.

Характеристика дефектоскопа УД-339

Диапазон рабочих частот полос, МГц:	
узкой	2,5; 5,0; 10,0
широкой	1,5...15,0
Чувствительность, мкВ, не ниже	200
ВРЧ	Кусочно-линейная; 16 участков с индикацией ВРЧ приемного тракта на экране ЭЛТ
Глубина ВРЧ, дБ, не менее.	1...50
Неравномерность ВРЧ в диапазоне зоны контроля до 300 мм, дБ	1...1,5
Диапазон измерения эквивалентных размеров дефекта, мм	0,8...5,0

Число программ контроля — три фиксированных, одна переменная. Эффективность УЗК

зависит от типа преобразователя. Технологии с применением специальных преобразователей обеспечивают выявление дефектов типа непроваров, микротрещин, оксидных плен с раскрытием от 5 мкм, единичных пор диаметром 0,5 мм в корне и 1,0...1,2 мм в верхней части, скопления пор. Для контроля многослойных соединений создан акустико-топографический метод, физическая сущность которого заключается в возбуждении ультразвуковых колебаний во всем контролируемом изделии и выявлении дефектов визуализацией колебаний разных уровней дефектной и бездефектной областей и фиксации по всей поверхности конструкции интегральной картины колебаний поверхности. В качестве индикатора используют тонкодисперсный порошок, который характеризуется свойством суммировать информацию о дефекте в течение всего процесса контроля, т.е. при возбуждении различных мод колебаний. Частицы движутся над дефектной зоной аксиально-симметрично, т.е. от центра к ее границам, образуя на поверхности изделия видимые отображения дефектов, контурные действительным их размерам. Темные пятна — места, свободные от порошка, являются отображением дефектов, образуя «топографическую» карту внутренних дефектов в соответствии с их размерами, границами и местом расположения. Метод реализован в установке «Титан».

Возбуждение ультразвуковых колебаний в металле при воздействии импульса лазерного излучения расширило область УЗК за счет исключения контактной среды. Одна из областей применения лазерного УЗК — контроль заготовок сложной формы до их механической обработки. Характеристики возбуждаемого с помощью лазерного импульса ультразвукового поля идеальны для дифракционных методов контроля, а также для визуализации и идентификации типов и размеров дефектов методами акустической голографии. Реализация многочастотного метода акустической голографии повысила ее разрешающую способность на порядок.

6.5.2. ОПТИМАЛЬНЫЕ ЗАДАЧИ КОНТРОЛЯ ПАРАМЕТРОВ ИЗДЕЛИЙ И СТАБИЛЬНОСТИ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ

Рассмотрим один из возможных подходов к решению задачи по выбору оптимальных контрольных интервалов Δt ($j = 1, N - 1$), внутри которых контролируемые показатели каче-

ства x_i создаваемых, осваиваемых и серийных изделий, а также технологических процессов, находятся в пределах норм, требуемых техническими условиями. Подход основан на определении вероятности выброса случайной функции $x(t^*)$ за некоторый постоянный предельный уровень $x_{\text{нр}}^{\text{в}}$ и сравнении этой вероятности с некоторой заданной величиной. Вероятность P^* наступления выброса случайной функции $x(t^*)$ за линию $x_{\text{нр}}^{\text{в}}$ в промежутке Δ_i при отсутствии выброса этой функции в сечении $I-I$ (в момент времени t_1) можно представить в виде

$$P^*(x, \Delta) = P(AB) = P(A) - P(A\bar{B}) = \int_0^{x_{\text{нр}}^{\text{в}}} \varphi(x) dx - \int_0^{x_{\text{нр}}^{\text{в}}} \int_0^{x_{\text{нр}}^{\text{в}}} \varphi[x(t_1^*); x(t_1^* + \Delta_1)] dx_1(t_1^*) dx(t_1^* + \Delta_1), \quad (6.5.1)$$

где A — событие, состоящее в наступлении выброса за линию $x_{\text{нр}}^{\text{в}}$ случайной функции $x(t^*)$ в интервале Δ_i ; B — событие, состоящее в наступлении выброса за линию $x_{\text{нр}}^{\text{в}}$ в сечении $I-I$ случайной функции $x(t^*)$ в интервале Δ_i ; $\varphi[x(t_1^*)]$ — плотность распределения технической характеристики x в сечении $I-I$; $\varphi[x(t_1^*); x(t_1^* + \Delta_1)]$ — плотность совместного распределения характеристики x в сечениях $I-I$ и $2-2$ (моментов времени t_1 и t_2).

Если считать поток выбросов нестационарным ординарным пуассоновским потоком, то согласно теореме Хинчина параметр потока

$$\lambda(x) = \lim P^*(x_1 \Delta_1) / \Delta_1. \quad (6.5.2)$$

Следовательно, вероятность P ненаступления выброса функции $x(t^*)$ за линию $x_{\text{нр}}^{\text{в}}$ в интервале Δ_1 , определяемая при условии ненаступления выброса в сечении $I-I$, может определяться как

$$P = P(B/A) = \exp \left[- \int_0^{\Delta} \lambda(x) dx \right]. \quad (6.5.3)$$

С ростом Δ_1 величина $q(\Delta_1) = 1 - P$ в общем случае возрастает. Однако вероятность $q(\Delta_1)$ можно считать малой, если интервал Δ_1 выбрать так, что

$$q(\Delta) \leq q_{\text{доп}}, \quad (6.5.4)$$

где $q_{\text{доп}}$ — некоторое допустимое значение вероятности $q(\Delta_1)$. Это условие позволяет решить

задачу о выборе расстояния Δ_1 между контрольными точками при произвольных законах распределения технической характеристики x в сечениях $I-I$, $2-2$, $3-3$ и т.д. В общем случае параметр потока $\lambda(x)$ находят из выражения (6.5.2).

В ряде случаев определение предельного значения $x_{\text{нр}}^{\text{в}}$ характеристики x , входящего в соответствующие расчетные соотношения, затруднено. Тогда для нестационарной функции можно воспользоваться следующим приближенным подходом. Оценку \hat{P} можно заменить приближенной формулой

$$\hat{P} = \hat{P}^{(1)} \hat{P}^{(2)} + (\hat{P}_{\text{мин}} - \hat{P}^{(1)} \hat{P}^{(2)}) \frac{2}{\pi} \arcsin \eta_{1,2} = F(\hat{h}_1) [F(\hat{h}_{\text{мин}}) - F(\hat{h}_1) F(\hat{h}_2)] \frac{2}{\pi} \arcsin \hat{\eta}_{1,2}, \quad (6.5.5)$$

где $\hat{P}^{(1)}$, $\hat{P}^{(2)}$ — оценки вероятностей соответственно $P^{(1)}$ и $P^{(2)}$ невыхода значения показателя x за некоторые допустимые пределы в моменты времени $t_{(1)}$, $t_{(2)}$; $\hat{P}_{\text{мин}}$ — минимальная из оценок $\hat{P}^{(1)}$ и $\hat{P}^{(2)}$. С учетом соотношений (6.5.5) при $\hat{P}^{(1)} < \hat{P}_i$

$$\hat{P}(B/A) = \frac{\hat{P}(AB)}{\hat{P}(A)} = \frac{1}{\hat{P}^{(1)}} \times \left\{ \hat{P}^{(1)} P_i + [\hat{P}^{(1)} - \hat{P}^{(1)} \hat{P}^{(i)}] \frac{2}{\pi} \arcsin \hat{r}_{1,i} \right\} = \hat{P}_i + (1 - \hat{P}_i) \frac{2}{\pi} \arcsin \hat{r}_{1,i}, \quad (6.5.6)$$

где $\hat{P}(B/A)$ — оценка вероятности $P(B/A)$ невыхода технической характеристики x за некоторый допустимый предел $x_{\text{нр}}^{\text{в}}$ в любом i -м сечении в интервале $t_1 + \Delta_1$; $\hat{r}_{1,i}$ — оценка коэффициента корреляции между значениями характеристики x в моменты времени t_1 и t_i в интервале $(t_1) + \Delta_1$. Задаваясь некоторым допустимым значением вероятности $P(B/A)$, равным $1 - (1 - \hat{P}_i)/k$, получаем следующее условие определения величины Δ_1 :

$$P(B/A) \geq 1 - (1 - \hat{P}_i)/k$$

или, с учетом (6.5.6),

$$\hat{r}_{1,i} = \sin \left[\frac{\pi}{2} \left(1 - \frac{1}{R} \right) \right]. \quad (6.5.7)$$

Контрольный интервал Δ_1 находят при известном коэффициенте k с помощью графической зависимости $\hat{r}_{1,i}(\Delta_1)$. Аналогичным об-

разом с помощью кривых $\hat{r}_{2,i}(\Delta_2)$, $\hat{r}_{3,i}(\Delta_3)$ и т.д. определяют интервалы $\Delta_2, \Delta_3, \dots, \Delta_{N-1}$.

Таким образом, представлен достаточно общий методологический подход и предложены некоторые конкретные методы решения задачи выбора рациональных контрольных интервалов в оптимизационных контрольных процедурах при создании технологических процессов и производстве изделий.

Благодаря значительной общности их можно использовать применительно к широкому классу технических изделий и технологиям их изготовления при создании, освоении и серийном производстве.

Глава 6.6

АВТОМАТИЗАЦИЯ

6.6.1. АВТОМАТИЗИРОВАННЫЙ КОНТРОЛЬ И ДИАГНОСТИКА СЛОЖНЫХ ПНЕВМОГИДРАВЛИЧЕСКИХ СИСТЕМ

Основная проблема, с которой сталкиваются при проектировании и применении автоматизированных систем функционального контроля и диагностики (АСФКД) сложных непрерывных объектов контроля (ОК), связана с тем, что и разработка системы, и ее эксплуатация ведутся в условиях неполноты исходной информации об ОК. При создании АСФКД непрерывного ОК разработаны и реализованы приемы, касающиеся выбора признаков, правил принятия решений, алгоритмов контроля и диагностики. Созданные АСФКД строились на основе комбинированного использования статистического метода принятия решений и метода алгебраических инвариантов, качественных и количественных признаков состояний, алгоритмов контроля и диагностики на статических, динамических и переходных режимах. Только такой подход обеспечивает эффективные контроль и диагностику сложного непрерывного ОК. Рассмотрим его подробнее.

При формировании перечня классов неисправных состояний непрерывного ОК в класс объединяют «похожие» состояния независимо от законов развития физических признаков, что влечет за собой возрастание значений характеристик рассеяния количественных признаков, увеличивает степень пересечения описаний классов. Для уменьшения этого используют комбинированный алгоритм принятия решений. Предварительно выбирают несколько видов признаков, исследуют информационные

свойства различных сочетаний признаков каждого вида и устанавливают подходящие для применения в АСФКД. Подходящими считают такие, которые удовлетворяют следующим требованиям: высокой информативности (это интегральное свойство, предусматривающее обязательное выполнение многих достаточно жестких требований); потеря какого-либо одного признака (т.е. выход из строя датчика, формирующего сигнал, на котором строится признак) не должна приводить к потере всей информации; возможность образования устойчивого сигнала на реально возможных уровнях шума.

Установлено, что для применения в АСФКД, предназначенных для диагностики ОК типа ЖРД, целесообразно выбирать три вида признаков: качественные, количественные и признаки последовательности. Для качественного признака I используется операция двоичного кодирования функции и вводится область нечувствительности. Описанием состояния является трехразрядный вектор, длина которого соответствует числу сигналов. Качественные признаки II отражают колебательные составляющие сигнала и описывают число характерных пиков и впадин на сигнале $y^{(j)}(t)$ в интервале времени $\Delta t^{(j)}$. Кодом одного сигнала $y^{(j)}(t)$ является вектор, состоящий из единиц и нулей, следующих друг за другом в последовательности, отражающей последовательность характерных максимумов и минимумов на интервале $\Delta y^{(j)}$ либо $\Delta t^{(j)}$. Описанием неисправного состояния является набор из векторов W и L различной длины. В окончательной форме описание состояния a_k записывается в форме $W_k = (1, 0, -1)'$; $L_k = (2, 1, 4)'$, где W и L — векторы одинаковой длины, равной N .

Количественные признаки отражают количественные характеристики сигналов. Ими могут быть абсолютные значения параметров либо их производные, измеренные в определенный момент времени, либо коэффициенты полиномов, аппроксимирующих эти сигналы. Для описания состояния в количественных признаках используется совместная плотность распределения вида

$$W(Z/a) = \frac{1}{(2\pi)^2 \frac{1}{N} |\Sigma|^{\frac{1}{2}}} \times \exp\left\{-\frac{1}{2}(Z - \mu_z)' \Sigma^{-1} (Z - \mu_z)\right\},$$

где μ_z — вектор математических ожиданий признаков Z ; Σ — ковариационная матрица;

Z — вектор реализации количественных признаков, $Z = (Z^{(1)}, Z^{(2)}, \dots, Z^{(N)}); Z^{(1)}, \dots, Z^{(N)}$ — количественные признаки. Вопрос выбора минимального состава количественных признаков непрерывных ОК является сложным и мало изученным.

Современные математические модели ЖРД отражают в основном лишь качественный характер изменения сигналов во времени при возникновении неисправности. Адекватность модельных и реальных сигналов существенно различна для разных режимов и наибольшая на начальных участках развития неисправности. Изложенный подход представляет собой самую общую характеристику алгоритма контроля и диагностики ЖРД, который был разработан и применен к конкретному двигателю.

6.6.2. ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ СИСТЕМ КОНТРОЛЯ В АВТОМАТИЗИРОВАННОМ ПРОИЗВОДСТВЕ

Автоматизированное производство — целесообразное и оптимальное сочетание автоматизированных средств и людей-операторов.

При решении задачи автоматизации измерений и выборе измеряемых параметров основополагающее правило заключается в том, что измерять нужно те параметры, выход которых за пределы допустимых значений должен вызвать какие-то действия автоматических устройств либо вмешательство оператора по устранению источника нарушений. Измерения следует проводить как можно ближе к месту, где появляется погрешность. Исходя из этих предпосылок средства контроля для гибких производственных систем (ГПС) механообработки классифицируют по технологическому признаку следующим образом: средства пооперационного контроля, средства контроля в системе автоматического управления точностью обработки деталей, средства контроля готовой продукции.

При автоматизации производства использование универсальных средств измерения не исключается, а видоизменяется. Автоматизация универсальных средств измерения направлена на снабжение их электронными системами цифрового отсчета и микропроцессорами.

В проблеме создания ГПС одной из важнейших задач является автоматическое обеспечение точности изготовления деталей на станках, работающих в условиях малолюдной тех-

нологии и часто изменяемой номенклатуры деталей. Возможности современных станков с ЧПУ позволяют не только автоматически реализовать вычисленные коррекции, но и назначить для каждого типа деталей такую программу измерительных и вычислительных операций, которая обеспечит заданную точность при минимальных затратах времени на автоматические измерения и вычисления коррекций.

Технология, реализуемая в ГПС, обеспечивает заданную точность изготовления деталей, надежность и стабильность технологического процесса. Система автоматизированного управления точностью обработки и диагностики состояния инструмента (САУТОД) в ГПС решает следующие задачи: автоматический контроль установки детали, автоматический контроль положения инструмента, автоматический контроль состояния инструмента, автоматический контроль параметров обрабатываемой детали. Все измерения могут быть выполнены с помощью контактных головок или индикаторов контакта моделей БВ-4271, БВ-4272.

Поскольку мерой гибкости ГПС служит способность к переналадке по программе без вмешательства человека, то все измерения в ГПС могут эффективно базироваться на методе координатных измерений. Они отвечают требованиям гибкости, универсальности, легко поддаются программной переналадке и легко автоматизируются. Координатные измерения позволяют получать информацию о положении обрабатываемой детали относительно установочных баз и о геометрии обрабатываемых поверхностей в ходе всего цикла обработки. Координатные измерения реализуются как в системах автоматического управления точностью обработки и диагностики инструмента, так и в координатно-измерительных машинах, являющихся высокоточными автоматизированными средствами числового программного управления, которые хорошо стыкуются с управляющими и информационными системами ГПС. Но они не лишены недостатков, в число которых входят низкая приспособляемость к работе в цеховых условиях, высокая стоимость, относительная сложность и значительные временные затраты на перемещение деталей с позиции обработки на позицию измерения и обратно, недостаточная скорость измерения.

Разумное сочетание направлений метрологического обеспечения ГПС механообработки и их постоянное совершенствование позволяют

успешно решить проблему создания высокоэффективных гибких производственных систем.

Глава 6.7

ПОДГОТОВКА ПРОИЗВОДСТВА

6.7.1. ИНТЕГРИРОВАННАЯ СИСТЕМА ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ (ИСТО) ЦИКЛА «ИССЛЕДОВАНИЕ–РАЗРАБОТКА–ПРОИЗВОДСТВО» НОВЫХ ИЗДЕЛИЙ И СЕРТИФИКАЦИЯ СООТВЕТСТВИЯ

Существующая практика проектирования изделий РКТ характеризуется часто недостаточным учетом технологических требований прогрессивных технологических решений и предусматривает отработку конструкции на технологичность. Порядок разработки и постановки на производство изделия должен быть таким, чтобы конструктивные решения находились во взаимосвязи с формированием технологии изготовления изделия и производственной базы, представляя собой систему технологического обеспечения (СТО) разработки и постановки на производство новых изделий.

Система технологического обеспечения процесса разработки и постановки на производство изделий — это организационно-техническая система, предусматривающая создание и реализацию единого эффективного механизма обеспечения технологически ориентированного проектирования, ускоренной технологической подготовки производства (ТПП) и изготовления изделий требуемого уровня качества и оптимальной стоимости в условиях повышения сложности и сменяемости новых поколений техники.

СТО состоит из взаимосвязанных функционирующих подсистем. Основные принципиальные положения СТО включают в себя:

технологическое обоснование возможности создания изделия (прогнозирование развития технологии и материалов, оценку технологической и ресурсной реализуемости, проведение поисковых и прикладных научно-исследовательских работ, создание фонда описаний типовых конструкторско-технологических решений);

реализацию технологически ориентированного проектирования на базе типовых конструкторско-технологических решений (КТР);

формирование технологической системы на предприятии-изготовителе в процессе ТПП, выполняемой одновременно с разработкой конструкторской документации.

Функционирование СТО базируется на использовании единой формы представления данных о конструкторско-технологическом облике изделия в виде КТР. Предусматривается такой алгоритм проектирования изделия, когда для каждого варианта конструкции сначала по критерию затрат ресурсов определяют приемлемый вариант технологии. Затем выбирают решение, обеспечивающее оптимальные затраты и требуемый уровень качества и надежности при постановке на производство и изготовлении изделия.

СТО создает условия для перехода к управляемому комплексному повышению технологического уровня и организационно-технологической перестройке производства в строгой координации с развитием изделия вместо малоэффективного усовершенствования установленного производства в виде частичной замены оборудования, дооснащения и т.д. Благодаря использованию типовых КТР появляется возможность ориентации конструкции на заранее отработанные технологические процессы, что снижает затраты на ТПП и сокращает сроки освоения производства продукции. Типизация КТР позволяет реализовать принцип системно-интегральной типизации и унификации элементов конструкции, оборудования, оснастки; дает обоснованные связи по кооперации производства уже на стадии создания изделия, параллельно с разработкой конструкторской документации. Реализация принципов системного технологического обеспечения создает предпосылки для создания интегрированных автоматизированных систем конструкторско-технологического проектирования и изготовления изделий. Наличие ИСТО с элементами системы качества, включая испытания, контрольные операции и поэтапную независимую экспертизу проекта, является необходимым условием сертификации продукции и производства. При подготовке предприятий к сертификации наиболее сложной и длительной работой является организация системного технологического обеспечения, его интеграция с системой качества во всем цикле создания и производства изделий начиная с проведения маркетинговых и прогнозных исследований.

6.7.2. АНАЛИЗ
 КОНСТРУКТОРСКО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ
 РЕШЕНИЙ НА РАННИХ ЭТАПАХ
 РАЗРАБОТКИ

Представления о разработчике подсистемы при многоуровневом управлении разработкой, развитие методов декомпозиции проектных задач, в частности декомпозиции второго рода со статистическим учетом функциональных связей, использование многоуровневой комплексной модели объекта и разработка методов многоуровневой согласованной оптимизации — все это дает возможность по-другому взглянуть на проблему комплексного анализа проектно-конструкторских решений. Он подразумевает начиная с ранних этапов разработки на каждом *i*-м уровне управление разработкой *j*-го изделия. КТР рассматриваются как форма и результат проектно-конструкторских работ. При этом реализуется идея технологически ориентированного проектирования и упреждающего анализа технологических проблем.

Постановка основной задачи комплексной оптимизации, разработка схемы расчлененного исследования, соответствующих методов и математического обеспечения главных задач в случае многоуровневого управления разработкой составляют суть методологии комплексной оценки (анализа) КТР на ранних этапах проектно-конструкторских работ. Схема расчлененного решения выделяет три главные задачи:

оптимизацию проектно-конструкторских параметров объекта:

$$MC^{i*}(i\Pi, \alpha(t)) \rightarrow \min_{i\Pi \in G^{i-1}\Pi, iT_x} ;$$

$$iT_x = \langle iT_x^3 \rangle; iP(\cdot) = \langle iP^3(\cdot) \rangle; N = N^3; \quad (6.7.1)$$

оптимизацию процесса создания и обеспечения надежности системы:

$$MC^{i**}(iP(N, t, \beta(t))) \rightarrow \min_{iP(\cdot) \in G^{**}(i-1)P(\cdot)} ;$$

$$iT_x(\cdot) = \langle iT_x^3 \rangle; i\Pi = \langle i\Pi^3 \rangle;$$

оптимизацию технологических параметров, определяющих способ изготовления:

$$MC^{i***}(iT_x, \gamma(t)) \rightarrow \min_{iT_x \in G^{***}(i-1)\Pi^{-1}P(\cdot)} ; \quad (6.7.2)$$

$$i\Pi = \langle i\Pi^3 \rangle; iP(\cdot) = \langle iP^3(\cdot) \rangle; N = N^3. \quad (6.7.3)$$

Здесь $MC^i(\cdot)$ — функция, определяющая математическое ожидание суммарных приведенных затрат на разработку, создание и эксплуатацию объекта; $i\Pi$ — вектор проектно-конструкторских параметров объекта; iT_x — вектор параметров, определяющих технологию изготовления; $iP(\cdot)$ — функция изменения надежности на этапах жизненного цикла изделия; $\beta(t)$ — вектор коэффициентов модели; P^3 — требуемый уровень надежности изделия (эффективности применения); $T_x^3(\cdot)$ — функция, определяющая время реализации проекта; $G^*(\cdot), G^{**}(\cdot), G^{***}(\cdot)$ — области возможных решений, задаваемых системой функциональных связей типа равенств и неравенств, а также ограничений на параметры. Отметим две особенности.

1. $MC^{i*}(\cdot), MC^{i**}(\cdot), MC^{i***}(\cdot)$ — функции, определяющие математические ожидания затрат на реализацию проекта. В первом случае функция определена в пространстве проектных параметров объекта, во втором — в пространстве параметров, определяющих функцию изменения надежности при отработке и создании изделия, в третьем — в пространстве технологических параметров, определяющих свойства системы.

2. При параметрической декомпозиции второго рода существует статистический учет функциональных связей. Условие означает, что значения параметров $iT_x, P(\cdot)$ прототипов, данные по которым используются при формировании зависимости $C^{i*}(i\Pi, \beta(t))$, принадлежат наперед заданной ограниченной области (соответственно $\langle iT_x \rangle, \langle iP^3(\cdot) \rangle$). Аналогично при записи других главных задач и для статистического учета функциональных связей используется дополнительное условие. Анализ показывает, что согласованность решения главных задач (в смысле малости отклонений показателей качества)

$$|MC^{i*}(\cdot) - MC^{i***}(\cdot)|,$$

$$|MC^{i**}(\cdot) - MC^{i***}(\cdot)|,$$

а также необходимая точность решения зависят от размещения и размеров областей $\langle iP^3 \rangle, \langle iT_x^3 \rangle, \langle iP^3 \rangle, \langle iT_x^3 \rangle$.

Точность решения обеспечивается также при детализации проекта при организации двух- или многоуровневых комплексных ис-

следований путем уточнения функциональных связей, определяющих $G^*(i-1)P^i T_x$, $G^{**}(i-1)P(\cdot)$, $G^{***}(i-1)P^{i-1}T_x$.

6.7.3. МЕТОД КОМПЛЕКСНОЙ ОПТИМИЗАЦИИ КТР ПРИ СТАТИСТИЧЕСКОМ УЧЕТЕ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ СВЯЗЕЙ

Метод комплексной согласованной оптимизации КТР включает в себя формирование

многоуровневой комплексной модели объекта, постановку задачи согласованной оптимизации проектно-конструкторских и технологических параметров и разработку алгоритма согласованного оптимизационного поиска, обеспечивающего направленную адаптацию эмпирических моделей и статистический учет функциональных связей при совместном решении главных задач.

Рассмотрим алгоритм и особенности согласованного оптимизационного поиска про-



Рис. 6.7.1. Алгоритм комплексного согласованного оптимизационного поиска КТР при двухуровневом управлении разработкой

ектно-конструкторских и технологических параметров процесса обеспечения надежности. Приведем алгоритм согласованного оптимизационного поиска КТР при двухуровневом управлении разработкой (рис. 6.7.1).

Алгоритм содержит три группы частных задач, которые решаются в определенной последовательности. На первом этапе проводятся уточнение основной задачи комплексной оптимизации КТР, определяются исходные данные и модели расчлененного решения главных задач проектирования j -й конструкции на i -м уровне ведения проектно-конструкторских работ. На этом этапе находятся состав параметров управления, зависимости для целевых функций и соотношения, задающие области решения главных задач, определяются основные функциональные связи (по времени, числу испытаний и т.д.). Если главные задачи проектирования определены, то проводится комплексный согласованный поиск оптимальных проектно-конструкторских и технологических решений (поиск оптимальных параметров конструкции, технологии изготовления и программы обеспечения надежности). Проектно-конструкторские модели i -го уровня управления разработкой для j -го объема обычно носят эмпирический характер (получены с использованием статистики по прототипам), поэтому оценки коэффициентов модели и решения имеют разброс. На втором этапе проводится решение трех главных задач для i -го уровня управления разработкой. Это задачи стохастического программирования. В данном случае при решении используются квазиградиентные методы оптимизации или методы случайного поиска. Проводится оптимизация КТР для подсистем j -й конструкции. При детализации анализа l -х подсистем учитываются особенности КТР, повышенная точность соответствующих оценок. Этот момент используется для обучения (адаптации) обобщенных моделей i -го уровня управления разработкой и для обеспечения согласования решения задач верхнего и нижнего уровней управления разработкой, а также для обеспечения согласования решения главных задач i -го уровня управления и сходимости процесса поиска. При уточненных данных проводится оценка характеристик. При выполнении условий согласования управление передается в блок, где проводится решение главных задач на адаптированных моделях на i -м уровне управления разработкой.

При выполнении условий сходимости итерационной комплексной согласованной

оптимизации КТР при двухуровневом управлении разработкой поиск заканчивается. При заданных условиях решение найдено. Изменение условий, а также условий управления поиском влияет на быстроту сходимости процесса и может потребовать дополнительных исследований. В данном подразделе рассмотрен общий алгоритм комплексного согласованного оптимизационного поиска КТР при двухуровневом управлении разработкой. Конкретные данные могут привести к деформации алгоритма и сокращению расчетов.

6.7.4. ВОПРОСЫ ИНФОРМАЦИОННОЙ ТЕХНОЛОГИИ РЕАЛИЗАЦИИ КОМПЛЕКСНОГО АНАЛИЗА КТР

Для практической реализации комплексной согласованной оптимизации проектных параметров объекта, параметров, определяющих технологию его изготовления, и оптимизации процесса обеспечения надежности необходимы соответствующие математические и программные средства автоматизации работ, система информационного обеспечения, т.е. необходим достаточно высокий уровень информационной технологии решения задач. Рассмотрим основные из них на примере автоматизации комплексного анализа КТР ЛА.

Для ускорения процесса в научно-практическом плане представляется весьма целесообразными организация исследования главных задач комплексного анализа КТР для подсистем, объектов разного уровня управления, реализация частных систем автоматизации комплексного анализа КТР. Последующее поэтапное суммирование частных методик позволит перейти к формированию ветви интегрированной системы технологически ориентированного проектирования в КБ.

При формировании баз данных КТР необходимо учитывать следующее:

1. Создание информационной системы должно идти в контексте с разработкой методов (методологии) технически ориентированного проектирования изделий отрасли.

2. При формировании жизнестойкой информационной системы должна быть предусмотрена возможность пополнения данных (создание карт КТР). Характер информационного обеспечения, представляемого картой КТР, должен обеспечивать решение соответствующих задач комплексной оценки и выбора

рациональных КТР j -й подсистемы. Принципиально важно включение в базу данных перспективных разработок.

3. Для оценки эффективности КТР разработчикам необходимо знать проектно-конструкторские, технологические параметры, характеристики материалов и комплектующих элементов, условия и адрес изготовителя, время создания. Необходимо также иметь технико-экономические характеристики КТР для проведения комплексного анализа, а именно: затраты на разработку и создание C ; надежность P и сроки реализации T . Они в первую очередь должны быть включены в карты КТР. В карту невозможно включить весь объем данных для всех случаев, поэтому в информационной системе КТР должна быть предусмотрена процедура подзапроса и расширения информационного содержания. Базы данных КТР должны содержать не только прошлую информацию (реализованные КТР),

но и новые разработки. При формировании и использовании баз данных КТР надо помнить, что направленное регулирование информационного потока может служить эффективным средством управления техническим и технологическим развитием в отрасли. На рис. 6.7.2 приведен алгоритм конструктивного информационного поиска типовых КТР. Для организации эффективного информационного обмена применяют диалоговую систему информационного обеспечения комплексного анализа КТР изделий на основе рабочих таблиц.

При формировании базы данных КТР: необходима проблемная ориентация баз данных КТР для ij -го разработчика в связи с решением главных задач комплексной оптимизации КТР;

карты КТР должны содержать данные для комплексного анализа КТР изделий при проектировочных и поверочных расчетах;

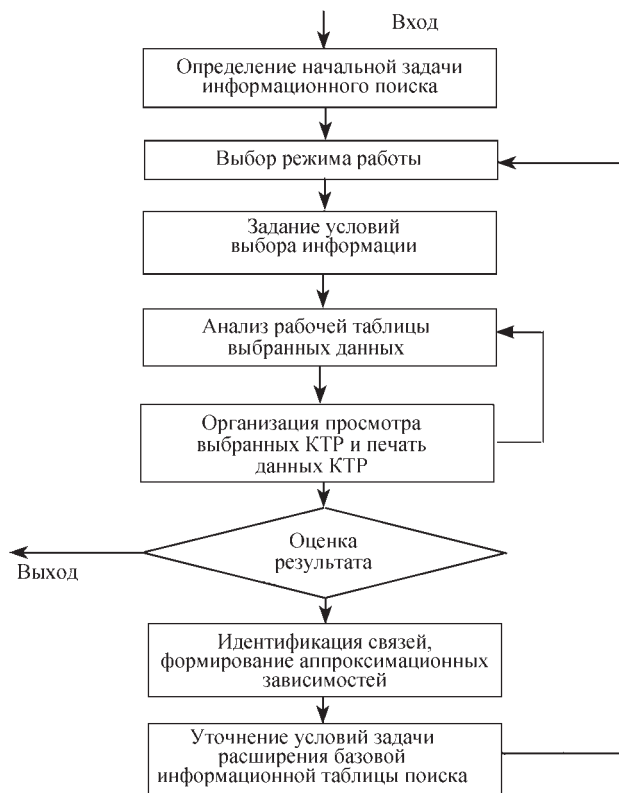


Рис. 6.7.2. Алгоритм конструктивного информационного поиска типовых КТР

существует динамика организации управления разработкой, поэтому должна быть предусмотрена возможность наращивания информационного обеспечения;

базы данных КТР ij -го пользователя должны содержать данные прототипов, реализованных не только на предприятии, но и в отрасли. Необходимо также включение в базу данных перспективных разработок.

6.7.5. КОМПЛЕКСНАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ КТР ПРИ МОДИФИКАЦИИ ЛА

Рассмотрим особенности реализации метода согласованной оптимизации при статистическом учете функциональных связей на примере КТР модификаций ЛА, имеющего новый двигатель III степени. В этом случае задача оптимизации КТР сводится к оптимизации проектно-конструкторских параметров и технологии обеспечения надежности двигателей III степени.

Задача комплексной оптимизации проектно-конструкторских параметров (задача 1) и про-

цесса обеспечения надежности (задача 2) модификаций ЛА формулируется следующим образом: для альтернативного варианта модификаций ЛА требуется найти проектно-конструкторские параметры: ${}^i P = (\mu_{T3}, n_{03}, P_{уд3})^T$, функцию, определяющую изменение (обеспечение) надежности при разработке, создании, эксплуатации ${}^i P({}^i P, {}^i T_x, N, \tau) = f(P_1^*, P_2^*, \tau_2, N_1, N_2)$ с тем, чтобы средние затраты на реализацию программы (разработку, создание, эксплуатацию) были минимальными:

$$MC^M[{}^i P, {}^i P({}^i P, {}^i T_x, N, \tau)] = C^{\min}.$$

В рассматриваемом методе проводится декомпозиция задачи на две главные: задачу оптимизации параметров модификации ЛА ($\mu_{T3}, n_{03}, P_{уд3}$) и задачу оптимизации процесса обеспечения надежности ${}^i P({}^i P, {}^i T_x, N, \tau)$, организуется согласованная оптимизация главных задач при статистическом учете функциональных связей.

На схеме (рис. 6.7.3) представлен укрупненный алгоритм решения задачи согласованной оп-



Рис. 6.7.3. Укрупненный алгоритм согласованной оптимизации параметров модификации ЛА и процесса обеспечения надежности

тимизации параметров модификации и процесса создания ЛА и обеспечения его надежности.

Управление согласованием решений главных задач на каждом k -м шаге поиска связано с уточнением состава прототипов, направленной адаптацией статистических моделей, с уточнением функциональных и параметрических связей. Проведение комплексной оптимизации КТР модификации ЛА дает возможность найти компромиссное проектно-конструкторское решение, реализуемое в ограниченные сроки и обеспечивающее требуемый уровень эффективности задачи с минимальными затратами.

Глава 6.8

СВОЙСТВА МЕТАЛЛИЧЕСКИХ И НЕМЕТАЛЛИЧЕСКИХ МАТЕРИАЛОВ, ПРИМЕНЯЕМЫХ В РКТ

Работоспособность и требуемые массовые характеристики изделий ракетно-космической техники обеспечиваются использованием разнообразных по свойствам металлических и неметаллических материалов.

Выбор материалов осуществляется с учетом воздействующих эксплуатационных факторов, связанных с функциональным назначением, траекторией полета и сроком эксплуатации КА.

К воздействующим факторам относятся: для наружных поверхностей условия космического пространства: вакуум, термоциклирование, ультрафиолетовое и электромагнитное излучения, атомарный кислород, воздействие микрометеоритов и др.

для герметичных обитаемых отсеков атмосферное воздействие в сочетании с требованиями по пожарной, токсической и микробиологической безопасности, тепловое и силовое воздействия при входе в атмосферу для спускаемых аппаратов, внешние и внутренние статические и динамические нагрузки и т.д.

6.8.1. МЕТАЛЛИЧЕСКИЕ МАТЕРИАЛЫ

Металлы являются основными конструкционными материалами современных КА (табл. 6.8.1). Легкие технологичные свариваемые алюминиевые сплавы широко используются для изготовления корпусов аппаратов, герметичных отсеков, стыковочных агрегатов, трубопроводов систем терморегулирования, тепло-

вых труб и других узлов изделий. Для силовых клепаных конструкций применяются несвариваемые термически упрочняемые сплавы в закаленном, естественно состаренном и нагартованном состояниях. Примерами могут служить свариваемые (АМг6, АМг3, АМг2) и несвариваемые (Д16, В93, АК6) алюминиевые сплавы отечественного производства

Достаточно широко в высоконагруженных конструкциях КА используются титановые сплавы. Титановые сплавы менее технологичны, чем алюминиевые, однако они имеют самую высокую удельную прочность среди металлических материалов и традиционно используются в конструкциях, где их преимущество проявляется в наибольшей мере. Из высокопрочных титановых сплавов ВТ14, ВТ3-1, ВТ16 с уровнем прочности 1100...1250 Н/мм² изготавливаются баллоны высокого давления, элементы крепления в стыковочных агрегатах и другие детали крепежа.

Магниеые сплавы, несмотря на ряд недостатков (низкая коррозионная стойкость, горючесть), за счет низкой плотности позволяют изготавливать слабо нагруженные конструкции (корпусы и элементы крепления приборов, люки, корпусы редукторов стыковочных узлов и др.), обладающие высоким массовым совершенством

В узлах, где требуются высокие твердость, упругость, прочность, жесткость (пружины, элементы крепежа, детали механизмов), используются стали и сплавы на основе железа.

Коррозионно-стойкие стали (например, 12Х18Н10Т, ЭП 678У, ЭП 695) применяются в конструкциях пневмосистем высокого давления, работающих в контакте с газообразным кислородом.

Для образования прочноплотных неразъемных соединений узлов и деталей из алюминиевых сплавов с узлами и деталями из сталей и титановых сплавов, а также узлов и деталей из титановых сплавов с узлами и деталями из сталей применяются соответствующие биметаллические переходники. Они изготавливаются сваркой трением, штамповкой и сваркой взрывом.

6.8.2. НЕМЕТАЛЛИЧЕСКИЕ МАТЕРИАЛЫ

Многие научно-технические проблемы в области космической техники решаются благодаря использованию органических полимерных и неорганических материалов.

Структура, композиционный состав и используемые высокомолекулярные соединения

6.8.1. Металлические материалы в космической технике

Материалы	Преимущества	Недостатки	Область применения	Уровень использования в КА, % мас.
Алюминиевые сплавы	Высокая удельная жесткость Высокие пластичность и вязкость Хорошая свариваемость, обрабатываются давлением и резанием	Низкая твердость Высокий коэффициент термического расширения Низкие рабочие температуры	Баки, корпуса герметичных отсеков, трубопроводы Фермы, силовой набор и обшивка негерметичных отсеков	Более 76
Углеродистые и легированные стали	Высокие прочность, твердость, жесткость Хорошо обрабатываются давлением Высокие рабочие температуры Низкая цена	Относительно низкая удельная прочность Резанием обрабатывается хуже, чем алюминий Низкая коррозионная стойкость	Элементы конструкций, работающие до $-50\text{ }^{\circ}\text{C}$ Элементы крепежа Упругие элементы	До 3
Коррозионно-стойкие стали	Высокие прочность, твердость Высокая коррозионная стойкость Высокие рабочие температуры Широкий диапазон рабочих температур	Относительно низкая удельная прочность Высокая стоимость	Трубопроводы, детали арматуры автоматики Высоконагруженные элементы конструкции, работающие до температуры $-253\text{ }^{\circ}\text{C}$ Крепеж	До 5
Титановые сплавы	Высокая удельная прочность Высокая коррозионная стойкость Низкий коэффициент термического расширения Широкий диапазон рабочих температур	Относительно низкая удельная жесткость Трудно обрабатываются резанием Сложная технология сварки Высокая стоимость	Баллоны и емкости высокого давления для хранения газов, в том числе в жидком состоянии, работающие до температуры $-253\text{ }^{\circ}\text{C}$ Высоконагруженные элементы силового набора и двигателей Крепеж	До 3

Окончание табл. 6.8.1

Материалы	Преимущества	Недостатки	Область применения	Уровень использования в КА, % мас.
Магниевые сплавы	Низкая плотность	Крайне низкая коррозионная стойкость Относительно низкая удельная прочность Высокая анизотропия свойств	Слабонагруженные элементы конструкций	До 5
Медные сплавы	Высокие электро- и теплопроводность Высокая коррозионная стойкость Высокие рабочие температуры Широкий диапазон рабочих температур	Низкая удельная прочность, высокая плотность Высокая стойкость	Детали приборов Детали трения Упругие элементы Теплонагруженные детали двигателей Трубопроводы, детали арматуры, автоматики	До 3
Жаропрочные сплавы	Высокая удельная прочность, в том числе при высокой температуре Высокая коррозионная стойкость Низкий коэффициент термического расширения Хорошо обрабатываются давлением	Невысокая твердость Высокая плотность Высокая стоимость	Высоконагруженные детали двигателей	До 5

зависят от назначения и условий эксплуатации изделия.

В космической технике применяются в виде тканей, лент, шнуров, пленок, литых и формованных изделий практически все известные типы высокомолекулярных соединений: полиолефины, полиэферы, перфторполиолефины, полиимиды, полиамиды, поли-

карбонаты, полиацетали, полиэпоксиды, фенопласты, полиуретаны и др.

Термопластичные полимеры в виде *полимерных пленок* используются в качестве изоляторов, диэлектриков, представляют основу для печатных схем, являются основным компонентом в многослойной экранно-вакуумной теплоизоляции (ЭВТИ), нашли применение в

надувных и разворачивающихся системах, вытеснительных емкостях.

В исходном состоянии пленки прозрачные или полупрозрачные от белого до желтого цвета. Применение красителей и пигментов позволяет получать пленки практически любых оттенков. В пленках используют классические для пластмасс добавки: пластификаторы, антиоксиданты, антистатика. Поверхность пленок может быть модифицирована химической обработкой и металлизацией. В последнем случае в основном применяют вакуумное напыление алюминия, серебра, золота и меди. Толщина пленок варьируется от нескольких микрон до 100 и выше.

Пленки позволяют изготавливать изделия сложной конфигурации; соединение заготовок выполняется склеиванием, прошивкой или сваркой (термической, ультразвуковой). Пленки обладают различной хрупкостью при разрыве, резании, пробое и перегибе. Часто встречается анизотропия. Размеростабильность полимерных пленок в жестких условиях не очень хорошая. Пленки могут быть стабилизированы с помощью соответствующей термообработки.

Статический заряд может накапливаться на большинстве полимерных пленок, если только они не были специально обработаны или металлизированы. Чувствительность к химическим веществам и растворителям аналогична чувствительности полимеров, но скорость взаимодействия гораздо выше вследствие высокого соотношения поверхность:объем. Металлизированные пленки чувствительны к истиранию из-за очень низкой толщины металла. Очистка полимерных пленок не рекомендуется, и поэтому загрязнения должны быть исключены. Заземление металлизированных пленок затруднено, контакты очень чувствительны к коррозии в наземных условиях. Большинство пленок горючи.

Как уже указывалось, полимерные пленки широко используются в ЭВТИ.

ЭВТИ представляет собой набор экранов с высокой отражающей способностью, разделенных прокладками из материалов с низкими плотностью и теплопроводностью или без прокладок. В качестве экранов используются металлизированные алюминием полимерные пленки: полиэтилентерефталатные, полиимидные толщиной 5...20 мкм; алюминиевая и никелевая фольга толщиной 10...20 мкм. В качестве прокладок наибольшее распространение

получили стекло- и кремнеземно-волоконистые холсты с поверхностной плотностью до 7 г/м².

Теплоизоляционные пакеты ЭВТИ обладают низкой массой, высокой теплостойкостью и в условиях высокого вакуума минимальной среди всех известных типов теплоизоляции теплопроводностью. В зависимости от используемых экранов и прокладочных материалов максимальная температура эксплуатации изменяется от 150 до 1000 °С.

Полимерные клеевые композиции благодаря разнообразию свойств: механических, термofизических, электрических, оптических и т.д. используются для соединения разнородных и однородных материалов практически на всех этапах изготовления КА от производства комплектующих элементов до окончательной сборки. Основой клеевых композиций являются эпоксидные, фенольные, полиуретановые, кремнийорганические, цианакрилатные и др. высокомолекулярные соединения, применяемые в виде вязких жидкостей, паст, порошков, армированных и неармированных пленок.

В основном клеи являются сложными многокомпонентными композициями.

В зависимости от состава клея процесс склеивания может проводиться как при комнатной температуре и контактом давления, так и при сложной зависимости давление—температура.

Наибольшей теплостойкостью среди органических полимерных клеевых композиций (~300 °С) обладают полиимидные клеи, для лучших эпоксидных эта величина составляет 170 °С.

Клеевые поверхности в основном защищены склеиваемыми элементами, и влияние факторов космического пространства не критично с точки зрения их работоспособности на внешних поверхностях КА. Тем не менее необходимо учитывать скорости газовой выделения, потемнение клеев оптического назначения и изменение других их специфических эксплуатационных характеристик.

Герметизация подвижных и неподвижных соединений в системах заправки и хранения рабочих компонентов терморегулирования, стыковки, в дренажах и других узлах изделий космической техники осуществляется с использованием *резиновых и пластмассо-уплотнительных деталей*.

В изделиях используются резины на основе практически всех имеющихся в промыш-

ленности каучуков: бутадиенстирольных, этилен-пропиленовых, кремнийорганических и фторсиликоновых, полиуретановых, нитрильных и др.

В большинстве случаев используемые резины содержат наполнители, пигменты, стабилизаторы, вулканизаторы и другие добавки, обеспечивающие их эксплуатационные и технологические характеристики.

Пластмассо-уплотнительные детали изготавливаются из фторопластов, полиамидов, поликарбонатов.

Размеры уплотнительных деталей в зависимости от решаемых задач колеблются от нескольких миллиметров в диаметре до почти двух метров (например, шлюзовая камера ОК «Буран»).

Выбор материалов-уплотнителей определяется условиями эксплуатации: рабочей средой, температурой, давлением, цикличностью нагрузок, деформаций и т.д.

Следует учитывать специфику резин и полимерных композиций: возможность необратимых деформаций, чувствительность к воздействию газов, растворителей, летучесть некоторых компонентов в условиях вакуума, изменение механических характеристик в процессе старения и воздействия радиации, ультрафиолетового излучения, температуры вакуума.

Максимальная рабочая температура эксплуатации для резин зависит в основном от используемого каучука и находится в пределах от 100 °С для кремнийорганического до 300 °С (кратковременно) для фторированных.

Важную роль в изделиях РКТ играют *герметизирующие компаунды*. Они присутствуют практически во всех космических системах и дополнительно к основной выполняют функции электрических изоляторов, демпферов, теплопроводных соединений, контровки резьбовых соединений, покрытий для защиты конструкции от атмосферного воздействия, коррозионного и абразивного разрушений.

В герметизирующих компаундах доминируют оксидные, кремнийорганические, полиуретановые, акрилатные полимеры. Компаунды используются в виде заливочных композиций, отверждаемых при нормальной температуре, в некоторых случаях требуется термобработка.

При использовании анаэробных герметизирующих компаундов для герметизации дефектов литья, сварки, герметизации и контровки резьбовых соединений отверждение

проводится при нормальной температуре в отсутствие кислорода воздуха.

Для снижения массы изделия герметизирующие компаунды могут использоваться в виде «истинных» или синтактических пен с плотностью от 0,1 до 0,9 г/см³.

Использование *композиционных материалов* (КМ) на основе терморезистивных полимерных связующих (фенольных, эпоксидных, полиэфирных, кремнийорганических и др.) и наполнителей (стеклянных, углеродных, полимерных, органических, металлических) в виде нитей, лент, тканевых материалов, штапельных волокон, порошков является одним из основных направлений по совершенствованию массовых характеристик изделий РКТ. КМ применяются в трехслойных панелях сотовым наполнителем, антеннах, обтекателях, панелях солнечных батарей, опорных термомостах, крупногабаритных несущих конструкциях, для упрочнения металлических баков и во многих других областях.

Изделия из КМ изготавливаются с использованием всех методов переработки наполненных и армированных пластических масс: по автоклавно-вакуумной и прессовой технологиям, литьем под давлением, ручной выкладкой, намоткой и т.д.

КМ конструкционного назначения на основе углеродных наполнителей обладают наиболее высокими удельными характеристиками прочности и жесткости при минимальном коэффициенте линейного термического расширения $(1,0...2,5) \cdot 10^{-6}$ 1/К, что обеспечивает конструкциям из них высокую геометрическую стабильность в процессе эксплуатации в условиях космического пространства.

КМ на основе стеклянных наполнителей имеют высокие удельные характеристики прочности, низкий коэффициент теплопроводности и достаточно высокие диэлектрические свойства.

КМ на основе органических полимерных волокон имеют наиболее высокие удельные характеристики прочности.

В *теплозащитно-теплоизоляционных* композициях, обеспечивающих снижение теплоток к защищаемым поверхностям, используются материалы на основе термостойких неорганических волокон (стеклянных, кремнеземных, кварцевых, базальтовых, алюмоборосиликатных, окиси алюминия, карбида кремния и др.) и органических: полиимидных (полиамидных, полиолефиновых, полифтор-

мальдегидных). Материалы изготавливаются как со связующим, так и без связующего, за счет поверхностного сцепления самих волокон.

В качестве связующих используются неорганические и органические полимеры.

Оптимизируемые под решаемые задачи композиционный состав (вид волокна, тип и количество связующего) и технология изготовления позволяют изменять в широких пределах температуру эксплуатации, физико-механические и конструктивно-технологические характеристики и получать материалы от чисто теплоизоляционного назначения с низкими плотностью, прочностью и эрозионной стойкостью до эрозионно стойких теплозащитных композиций.

Материалы первого типа используются в основном с защитой от непосредственного эрозионного воздействия набегающего потока и позволяют значительно снизить массовые характеристики теплозащитно-теплоизоляционного пакета.

Материалы второго типа — эрозионно стойкие теплозащитные композиты — могут быть активными и пассивными.

В активных теплозащитных композициях поглощение теплоты и снижение теплопритоков к защищаемой поверхности достигаются за счет эндотермических физико-химических процессов в материалах и процессов тепло- и массообмена.

Во втором случае подводимая энергия аккумулируется в слое материала и переизлучается наружной поверхностью.

Примером теплозащитно-теплоизоляционного пакета активного варианта является одноразовая тепловая защита спускаемых аппаратов космических кораблей «Восток», «Союз», «Аполлон». Примером пассивного варианта — многоразовая тепловая защита орбитальной ступени многоразового космического корабля «Спейс шаттл» и орбитального космического корабля «Буран» на основе силицированных углерод-углеродных композиций.

В некоторых случаях в теплозащитных пакетах используются уносимые слои из ненаполненных термопластичных полимеров, например фторопластов.

Лакокрасочные покрытия являются неотъемлемой частью всех изделий РКТ. В основном используются полимерные матрицы из алкидных, эпоксидных, полиэфирных, полиимидных, полиуретановых, кремнийорганических, фторопластовых смол. Покрытия представляют

собой системы с одним, двумя или бóльшим числом компонентов, часто содержащие растворители (разбавители) для обеспечения требуемой вязкости. Они используются для антикоррозионной защиты, электроизоляции разнородных пар, защиты от агрессивного воздействия рабочих тел, декоративной отделки интерьера обитаемых отсеков КА. Специальные лакокрасочные покрытия обладают антистатическими и токопроводящими свойствами.

Нанесение лакокрасочных покрытий проводят с использованием напыления, полива, погружением или кистевым методом. Процесс отверждения (сушки) покрытий проводится при нормальной и повышенной температурах в зависимости от их состава. При отверждении происходят испарение растворителей и последующие химические реакции в полимере-матрице за счет кислорода и влаги воздуха или катализаторов и отвердителей.

Для лакокрасочных покрытий на основе органических полимеров влияние факторов космического пространства, особенно атомарного кислорода и радиации, является достаточно критичным с точки зрения газовыделения, охрупчивания, шелушения, изменения оптических характеристик. Поэтому для наружных поверхностей необходимо учитывать эти факторы воздействия при выборе покрытия, сводить до минимума их применение и проводить специальные мероприятия по снижению отрицательного воздействия.

В связи с этим в терморегулирующих покрытиях (ТРП) класса СО (солнечные отражатели) КА предпочтение отдается силикатным покрытиям на основе жидкого стекла, обладающим бóльшей стойкостью к воздействию факторов космического пространства и пониженным значением способности поглощения солнечной радиации по сравнению с лакокрасочными материалами на органической основе.

На орбитальных станциях успешно используются покрытия на основе жидкого калиевого стекла и окиси цинка.

6.8.3. ТЕПЛОНОСИТЕЛИ

Теплоносители работают в составе системы терморегулирования (СТР) и предназначены для отбора теплоты от приборов, агрегатов и переноса ее к радиационным теплообменникам для сброса в космическое пространство и обеспечения требуемого температурного режима изделий.

Во внутренних контурах СТР пилотируемых космических объектов применяется нетоксичный пожаробезопасный теплоноситель — водный раствор глицерина с антикоррозионными и антифрикционными добавками, для непилотируемых в качестве теплоносителя могут использоваться растворы этиленгликоля.

В наружных контурах СТР применяются теплоносители на основе смеси низкомолекулярных полидиметилсилоксанов и углеводороды (например, изооктан) с присадками (табл. 6.8.2)

6.8.2. Сравнительные характеристики теплоносителей наружных и внутренних контуров СТР

Характеристики теплоносителей	Наружные контуры	Внутренние контуры
Температура кристаллизации (плавления), °С	Не выше -100	-8...20
Вязкость, сСт	Не более 1,5	Не более 3,0
Коррозионная инертность к материалам СТР	В течение 25 лет	В течение 25 лет
Сохраняемость свойств	В течение 25 лет	В течение 25 лет
Теплопроводность при 20 °С, Вт/(м·К)	Не менее 0,1	Не менее 0,4
Удельная теплоемкость при 20 °С, Дж/(г·К)	Не менее 1,6	Не менее 3,5
Плотность (при 20 °С), г/см ³	Менее 1,0	Не более 1,2
Токсичность по ГОСТ 12.1.007	3 кл.	4 кл.
Горючесть	—	Пожаробезопасный

6.8.4. СМАЗОЧНЫЕ МАТЕРИАЛЫ И ТВЕРДЫЕ СМАЗОЧНЫЕ ПОКРЫТИЯ

В узлах трения приборов и агрегатов РКТ применяются специальные антифрик-

ционные смазочные материалы — пластичные смазки и твердые смазочные покрытия. При однократном нанесении на детали они обеспечивают штатную эксплуатацию изделий и их высокую надежность в условиях воздействия факторов космического пространства.

Выбор смазочного материала и технологии его применения определяются назначением, конструктивными особенностями и условиями эксплуатации систем и их элементов.

Твердые антифрикционные покрытия получают при нанесении на металлы и отверждении суспензий из дисульфида молибдена, диспергированного в растворах полимерных соединений. Применяются антифрикционные покрытия в тяжело нагруженных узлах трения скольжения, работающих при высоких удельных нагрузках и низкой скорости скольжения. Они не испаряются и имеют постоянный коэффициент трения. Радиационная стойкость покрытий достигает 10⁸ рад.

Для пластичных смазок в качестве жидкой основы используют различные смазочные масла и жидкости. Большинство смазок готовят на нефтяных маслах. В смазках, работающих в условиях экстремальных температур и давлений, применяют синтетические масла: кремнийорганические жидкости, углеводороды, перфторполиэфиры.

При изготовлении узлов, работающих в контакте с кислородом и другими агрессивными средами, рекомендуется применять смазки на основе низкотемпературных перфторполиэфиров. Они термически стабильны, не воспламеняются, не горят, не окисляются, не вызывают коррозию металлов, обладают высокими смазывающими свойствами.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Авиационные материалы:** справочник / под ред. Р.Е. Шалина. М., ВИАМ, ОНТИ, 1989.
2. **Калачев Б.А. и др.** Физико-механические свойства легких конструкционных сплавов. М.: Металлургия, 1995.
3. **Радиационная стойкость органических материалов:** Справочник / под ред. В.К. Миллинчука, В.И. Гуткова. М.: Энергоатомиздат, 1986.
4. **Радиационная стойкость полимерных материалов:** Справочник / под ред. Р.С. Амбарцумяна. М., ВИАМ, 1971.

5. **Филимонов С.С., Хрусталеv Б.А., Мазиллин И.М.** Теплообмен в многослойных и пористых теплоизоляциях. М.: Энергоиздат, 1990.
6. **Справочник** по терморегулирующим покрытиям /под ред. д.т.н. А.А. Северова, ОНТИ-4. 1972.
7. **Киреев В.В.** Высокомолекулярные соединения. М.: Высш. шк., 1992.
8. **Справочник** по пластическим массам / под ред. В.М. Катаева. М.: Химия, 1975.
9. **Кошелев Ф.Ф. и др.** Общая технология резины. М.: Химия, 1978.
10. **Коршак В.В.** Химическое строение и температурные характеристики полимеров. М.: Наука, 1970.
11. **Полежаев Ю.В., Юревич Ф.Б.** Тепловая защита. М.: Энергия, 1976.
12. **Шмидт Д.Л.** Абляционные материалы в космической технике // Вопросы ракетной техники. 1970. № 6.
13. **Композиционные** материалы волокнистого строения: сб. Киев, 1970.
14. **Трисвятский С.Г.** Высокоогнеупорные материалы и изделия из окислов. М., 1964.
15. **Анцен А.А.** Температуроустойчивые неорганические покрытия. Л., 1967.
16. **Кардашов Д.А.** Синтетические клеи. М., 1976.
17. **Кардашов Д.А.** Конструкционные клеи. М., 1980.
18. **Энциклопедия** неорганических материалов. Киев, 1977.
19. **Теплообмен** и тепловой режим космических аппаратов / под ред. Дж. Лукаса. М.: Мир, 1974.

Раздел 7

НАЗЕМНЫЕ ИСПЫТАНИЯ И ЛЕТНАЯ ОТРАБОТКА

Глава 7.1

ОБЕСПЕЧЕНИЕ НАДЕЖНОСТИ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Проблема обеспечения надежности РКТ рассмотрена в ретроспективе развития научно-технического направления «Надежность РКТ». Последовательное накопление опыта в рамках отраслевой системы обеспечения надежности на основе методологии обоснования решений в условиях неопределенности использовалось для совершенствования методов проектного анализа и синтеза, задания требований, оценки и контроля надежности изделий РКТ на этапах ее создания, испытаний и эксплуатации.

7.1.1. ОСОБЕННОСТИ РКТ КАК ОБЪЕКТА ИССЛЕДОВАНИЯ И ОБЕСПЕЧЕНИЯ НАДЕЖНОСТИ

Ключевые понятия и определения, используемые при описании объектов и задач исследования надежности техники, подробно изложены в [1]. Там показана двойственность рассмотрения одних и тех же образцов техники в качестве составных частей некоторых *изделий* и одновременно в качестве элементов некоторых *систем*.

Технику как совокупность средств обычно рассматривают и изучают в процессе развития. Отдельные технические средства, изделия можно рассматривать в процессе создания и (или) в процессе применения, т.е. в рамках одного жизненного цикла. Процесс развития техники складывается из жизненных циклов отдельных технических средств. Возникновение новых потребностей, с одной стороны, и фундаментальные открытия естествознания, новые научно-технические достижения, с другой стороны, становятся объективными источниками необходимости и возможности создания и применения новых изделий. Именно с осознания новой цели (удовлетворения новой или изменившейся потребности) начинается жизненный цикл изделия, хотя не исключено, что идея создания нового или модернизации эксплуатируемых из-

делий инициируется появлением возможности использования новых материалов, технологий, конструкторских решений, накопленным опытом эксплуатации и т.п.

Стремительное развитие РКТ за последние 40 лет [4] определялось ростом сложности и ответственности решаемых ею задач. В результате при возрастании сложности создаваемых изделий на порядок за каждые 10 лет средний объем выпуска ракет-носителей (РН) одной модификации составлял 200 экз., а космических аппаратов (КА) — 20 экз. Отдельные модификации РН и КА были изготовлены и запущены в количестве 2–5 экз. Именно высокая ответственность и сложность решаемых задач, высокая степень неопределенности относительно внешних воздействующих факторов из-за слабой изученности и большой изменчивости условий эксплуатации в сочетании с необходимостью создания уникальных образцов или изделий мелкосерийного производства определили сложность и существо проблемы обеспечения надежности РКТ.

Реализация космического проекта, как правило, связана с большими затратами времени, денег, ресурсов. Для отрасли важно не только рационально планировать усилия для гарантированного выполнения космических проектов, но и прогнозировать уровень этих гарантий.

Стадии жизненного цикла. При описании и изучении изделий их жизненный цикл разделяют на составные элементы (стадии, этапы), отличающиеся специфическими особенностями решаемых задач. На стадиях проектирования изделия, таких как разработка технического задания (ТЗ), технического предложения, эскизного проекта, рабочей документации, относящихся к идеальному жизненному циклу, решения воплощаются в документации и касаются всех изделий данного типа, подлежащих изготовлению. На последующих стадиях процесса создания, таких как изготовление опытных образцов, проведение автономных, комплексных, государственных испытаний, изготовление и испытание установочной партии изделий, изготовление серийных образ-

цов, объектом исследования могут быть как все изделия данного типа, так и каждый конкретный образец (экземпляр).

Специфика РКТ состоит в том, что строго регламентированы единый порядок ее создания и тесное взаимодействие кооперации через Советы главных конструкторов и систему информации. Поэтому, хотя работы, выполняемые разработчиками и изготовителями различных изделий РКТ, являются независимыми и могут проводиться параллельно, в общем случае результаты работ и этапов создания одних изделий влияют на проведение работ по другим изделиям. Более точно процесс создания РКТ может быть представлен сетевым графом, вершины—события которого находятся в строгом упорядочении через дуги—работы. Кроме того, на множестве событий выделяют так называемые «контролируемые» события, наступление которых связано с анализом полученных результатов по изделию и принятием решения о переходе к последующей стадии.

Прикладные исследования надежности, сопровождающие процесс создания и применения РКТ, непосредственно связаны с обоснованием совокупности проектных, конструкторских, технологических и эксплуатационных решений. Внешними по отношению к прикладным являются фундаментальные исследования. Их содержанием являются классификация объектов, задач и методов проведения прикладных исследований, определение направлений их дальнейшего развития; развитие методологии прикладных исследований, т.е. общих положений, методики, математических основ и принципов обоснования решений; создание и развитие методов и специального математического обеспечения для планирования и управления процессом создания и применения техники.

Главная особенность РКТ состоит в том, что ее развитие обеспечивалось неразрывностью прикладных и фундаментальных исследований как по аэродинамике, теплообмену, прочности, управлению движением, так и по теории надежности.

Моделирование и экспериментирование как основной способ получения информации для обоснования решений. На стадиях идеального жизненного цикла, когда проводят проектирование изделия, планирование процесса создания и применения нового изделия, моделирование является единственным инструментом обосно-

вания принимаемых решений. Источником исходной для исследования информации является накопленный опыт, т.е. результаты, зафиксированные при разработке, отработке, изготовлении, эксплуатации и применении изделий-аналогов. В связи с тем что создание нового изделия всегда связано с получением новых потребительских свойств, теоретические исследования на стадиях идеального жизненного цикла предполагают построение моделей, сохраняющих свою адекватность за пределами достигнутых ранее диапазонов свойств изделий и способов (стратегий) их проектирования, отработки, изготовления, применения. Подтверждение правильности принятых решений и адекватности использованных моделей возможно только на основе экспериментальных исследований. Эти задачи решают в соответствии с программами экспериментальной отработки и производственного контроля, летных испытаний и опытной эксплуатации.

Изделие как результат принятых проектных решений (конструкторских, технологических и эксплуатационных) фиксируется в конструкторской документации. Конкретная реализация документации в виде изготовленного и испытанного при определенных условиях образца позволяет оценить некоторые значения потребительских свойств, в первую очередь производительности, мощности, быстроты действия, точности и т.п. (составляющих *интенсивности качества* как меры полезности, потребительской стоимости продукции). Кроме того, принципиальное значение имеют характеристики *устойчивости качества* во времени и в условиях эксплуатационных воздействий, такие как безотказность, сохраняемость, ресурс, живучесть и т.п. Потребительская стоимость единицы продукции (мера качества) равна произведению эффективной меры интенсивности качества (выходного эффекта) на эффективную меру устойчивости качества (надежности). Для случаев применения изделия для решения задач с различным уровнем необходимого выходного эффекта в каждом конкретном случае либо с переменной во времени и (или) пространстве интенсивностью качества важным фактором может стать *мобильность качества* — способность изделия (системы) расходовать ресурсы пропорционально текущей (либо различной для разных потребителей) потребности в выходном эффекте.

Эти положения определяют основу успешного использования количественного ана-

лиза при задании требований к создаваемому изделию, обеспечении и контроле их выполнения на всех стадиях жизненного цикла. При этом необходимо учитывать, что не все факторы, определяющие надежность РКТ, поддаются формализации, а измерение даже статистически устойчивых случайных характеристик надежности возможно лишь в статистическом смысле [1, 3].

Опыт создания и применения РКТ показывает, что неопределенность свойств нового изделия, их неустойчивость не являются единственной трудностью при обосновании проектных решений, особенно принимаемых на ранних стадиях создания изделий. Большое значение на этих стадиях имеют нечеткое знание будущих потребностей, неизвестное взаимное влияние процессов применения различных изделий, процессов обеспечения их энергоресурсами, обслуживанием, ремонтом и т.п. Необходимость учета большого числа различных факторов и явлений, большой степени неопределенности условий применения, сложности применяемых изделий и структуры их взаимодействия потребовала разработки и использования методологии системного анализа. Существенным для исследования становится вопрос зависимости интегральных (системных) свойств от структуры системы и логики ее функционирования. Содержательные задачи системного моделирования связаны, как правило, с описанием процессов обмена информацией в контурах управления (регулирования) с учетом обратных связей.

Для РКТ характерно проведение системных исследований как процессов, реализуемых на стадиях эксплуатации и применения, так и процессов создания (управления проектом, качеством, риском). Именно поэтому отраслевая система обеспечения надежности стала объектом исследования и совершенствования наряду с развитием РКТ.

7.1.2. ЛОГИКА РАЗВИТИЯ НАПРАВЛЕНИЯ «НАДЕЖНОСТЬ РКТ»

Ориентиры развития: задачи, возможности, результаты

Результаты ретроспективного анализа развития научно-технического направления «Надежность РКТ» неоднократно публиковались на протяжении последних двадцати лет [1, 4]. При этом анализировались предпосылки для создания новой научной дисципли-

ны — теории надежности, исследующей и научно обосновывающей общие методы и приемы, которых следует придерживаться при проектировании, изготовлении, приемке и эксплуатации изделий для обеспечения максимальной эффективности от их использования. Сформулированы три группы факторов, характеризующих специфику этапов развития направления.

Факторы первой группы связаны с актуальностью задач обеспечения надежности РКТ. К ним относятся:

- сложность создаваемой техники;
- надежность используемых готовых элементов;
- изученность и изменчивость условий эксплуатации;
- объем производства изделий;
- уровень необходимых гарантий успешного выполнения программы полета (ответственность решаемых задач).

В первом приближении *сложность* изделия может быть охарактеризована минимальным числом составных частей (элементов), необходимых для выполнения всех возложенных на него функций. Для изделий одного класса, т.е. при сохранении примерно постоянного соотношения между числом элементов, массой, объемом, энергопотреблением, производительностью, любой из этих параметров может быть использован для определения сложности — определения места изделия в параметрическом ряду размерности. Таким образом, сложность изделия определяется главным образом интенсивностью качества изделия: интегральным выходным эффектом, получаемым от изделия с заданным временем функционирования, или дифференциальным выходным эффектом для изделий, эксплуатируемых до предельного состояния.

Примерами изделий РКТ первого класса являются: РН с показателем размерности «масса полезной нагрузки, выводимой на геостационарную орбиту» и пилотируемый транспортный космический корабль с показателем «численность экипажа, доставляемого на орбитальную станцию». Для изделий этого класса эффективной мерой надежности является вероятность безотказной работы в течение заданного времени. Примером изделий второго класса является КА связи с показателем размерности «число одновременно функционирующих стандартных транспондеров». Эффективной мерой надежности таких изделий явля-

ется средняя наработка на отказ (для КА — средний срок активного существования).

Для изделий, решающих целый спектр задач или задачи с изменяющейся потребностью в интенсивности качества, повышение мобильности качества тоже, как правило, ведет к усложнению изделия.

Качество используемых для изготовления изделия готовых элементов также определяется сочетанием размерности (производительности) элемента и надежности. Так, необходимая тяга ракетной ступени может создаваться одним мощным двигателем или четырьмя двигателями меньшей размерности. При этом требования к безотказности единичного двигателя возрастают.

Надежность элементов характеризуется одним или несколькими показателями устойчивости качества в различных режимах и условиях эксплуатации. Определяющими среди них являются характеристики безотказности и долговечности. Для восстанавливаемых изделий существенными являются также характеристики ремонтпригодности. Одним из эффективных приемов снижения интенсивности отказов элементов изделий РКТ является снижение нагрузки, как функциональной, так и от внешних воздействующих факторов. Информация о диапазоне *воздействующих факторов* необходима для обоснованного выбора мер защиты (пассивной или активной), увеличения при необходимости устойчивости элементов к совокупности факторов, непосредственно воздействующих на элемент.

Кроме наземных климатических факторов и транспортировочных нагрузок, свойственных многим видам продукции машиностроения, для изделий РКТ характерны следующие нагрузки:

ударные, вибрационные, акустические, тепловые — на старте и активном участке полета; линейные нагрузки ускорения и торможения, падение и нарастание давления окружающей среды, ветровые — при движении в атмосфере Земли или планет;

воздействие невесомости, всего спектра солнечного излучения, магнитных поясов и электромагнитных полей, метеороидных потоков естественного и искусственного происхождения — при движении в космическом пространстве.

Анализ влияния условий эксплуатации на сложность решения проблемы обеспечения надежности РКТ позволяет отметить две тен-

денции. Первая тенденция заключается в том, что освоение космического пространства сопровождается снижением начальной неопределенности для принятия решений разработчиками нового изделия благодаря возрастанию изученности ряда воздействующих факторов. Разработчики аппаратов, спускаемых на поверхность Венеры, при очередном полете получали уточненные данные для прогнозирования температуры и давления в нижних слоях атмосферы планеты, что позволило создать посадочный комплекс, успешно совершивший посадку и передавший фактически измеренные параметры.

Изучение возможности работы аппаратуры в условиях вакуума, невесомости и солнечного излучения позволило отказаться от обязательного расположения аппаратуры КА в герметичном контейнере с принудительной системой терморегулирования, что упростило конструкцию КА и явилось новым шагом к увеличению сроков его активного существования.

Современные системы управления движением с БЦВМ позволяют оптимизировать функционал управления не только по минимальным затратам топлива или максимальной выводимой полезной нагрузке, но и по ограничениям аэродинамических нагрузок, действующих на корпус ракеты или спускаемый аппарат, с учетом неоднородностей атмосферы. Актуальными в настоящее время являются проработки мер, снижающих максимальные ударные, вибрационные и акустические нагрузки при старте РН и на активном участке выведения, что позволит облегчить конструкцию РН.

Вторая тенденция заключается в том, что дальнейшее освоение космического пространства и развитие РКТ идут при сохранении, а порой и возрастании неопределенности относительно ряда воздействующих факторов.

Решение задач исследования удаленных планет Солнечной системы не обеспечивается только использованием солнечной энергии и требует применения в качестве альтернативы изотопных источников энергии, что в свою очередь усложняет решение проблемы надежности и безопасности.

Использование новых поколений электронной техники, повышение чувствительности датчиков и приемной техники ставят новые проблемы: электромагнитной совместимости, защиты от излучения беспокойного Солнца, неоднородностей электромагнитных полей.

Решение проблемы обеспечения надежности и безопасности перспективной РКТ требует учета возрастающей во времени опасности воздействия метеороидных потоков искусственного происхождения на автоматические КА, пилотируемые корабли и орбитальные станции. Несмотря на то что темп ежегодного возрастания числа отработавших полезных нагрузок и последних разгонных ступеней в околоземном космическом пространстве снизился, принимаются конструкторские и технологические меры по снижению числа отделяемых фрагментов и самопроизвольных взрывов отработавших изделий РКТ, предусматриваются операции по уходу КА, завершивших свое функционирование на геостационарной орбите, плотность фрагментов космической техники в областях космического пространства, окружающего характерные космические орбиты, растет. В настоящее время отсутствуют методы и модели долгосрочного прогноза возрастания опасности поражения космической техники метеороидным веществом и космическим мусором, однако уже известны случаи нанесения ущерба автоматическим КА, случаи специальных маневров «шаттлов» по уклонению от вероятной встречи с фрагментами космического мусора, на модулях Международной космической станции (МКС) установлена специальная защита от мелких фрагментов.

Уровень необходимых высоких гарантий успешного выполнения программы полета космическими средствами определяется рядом условий.

Космические средства используются, как правило, для решения задач, решение которых другими средствами принципиально затруднено либо экономически неоправданно. В ряде случаев астрономические условия для решения задач исследования планет возникают очень редко и на весьма короткие интервалы времени, нельзя рассчитывать на большое число попыток повторного решения задачи.

Специфика применения одnorазовых средств выведения заключается в том, что задачу выведения нельзя выполнить частично или с нескольких попыток: авария РН ведет, как правило, к потере полезной нагрузки. Даже специальные средства спасения экипажа не могут обеспечить гарантированную безопасность на всех стадиях выведения и при любых сценариях развития аварии, что подтверждается катастрофами космических кораблей «Челленджер» и «Колумбия».

В сочетании с указанной выше *необходимостью создания уникальных образцов* или изделий мелкосерийного (опытного) производства проанализированные факторы определяют сложность проблемы, решаемой направлением «Надежность РКТ», и актуальность создания инструмента, адекватного сложности решаемой проблемы.

Факторы второй группы определяют условия и возможности (инструмент) направления «Надежность РКТ» — уровень методического, технического, информационного обеспечения и уровень организации самого процесса создания и применения РКТ, зафиксированные в сложившихся отношениях поставщиков и потребителей, в системе действующих нормативных документов.

Методическое обеспечение включает в себя естественно-научный фундамент и специальные технические науки как теоретическую базу направления, а также инженерные методы анализа надежности на стадиях жизненного цикла изделия, методы синтеза рациональных программ обеспечения надежности, а также методы и алгоритмы, используемые при реализации программ обеспечения надежности. Ключевым моментом для развития направления «Надежность РКТ» явилось совершенствование естественно-научного фундамента (методологии), которое определило уровень соответствующего *технического, информационного и организационного обеспечения.*

К *факторам третьей группы* относятся результаты развития направления «Надежность РКТ» на данном этапе: уровень надежности и безопасности РКТ, стандарты в области качества и надежности, взаимодействие поставщиков и заказчиков техники, методология исследования надежности. Однако главной характеристикой развития направления является уровень организации структуры разрабатываемых комплексов и самого процесса создания и применения техники.

Понятие *организация* (в смысле организованность) является основным в кибернетике. Наличие организации между частями целого эквивалентно, по словам У. Эшби, существованию ограничений в пространстве возможных состояний целого. Организация структуры системы определяет наличие упорядоченности, обмена информацией и взаимодействия между элементами и, как результат, гибкость и динамическую устойчивость функционирования, возможность системы эффективно пари-

ровать возмущения. Организация структуры комплекса проявляется (при измерении качества продукции) в характеристиках устойчивости и мобильности качества. Организация процесса создания техники, в нашем понимании, характеризуется гибкостью управления процессом создания и применения комплексов, обеспечением возможности эффективно использования при этом управлении дополнительной информации, получаемой оперативно.

Более высокому уровню организации соответствует более экономичное расходование ресурсов (избыточности, заложенной в структуру системы) при одном начальном уровне неопределенности.

Этапы становления и развития научно-технического направления «Надежность РКТ»

Анализ факторов всех трех групп позволил выделить три этапа развития научно-технического направления «Надежность РКТ»:

- 1) применение классической теории надежности (1963–1976 гг.);
- 2) внедрение программно-целевого планирования работ по обеспечению надежности (1977–1990 гг.);
- 3) переход к концепции управления риском (с 1990 г.).

Классический подход. Первый этап развития направления «Надежность РКТ» связан с созданием и освоением методик количественного анализа надежности РКТ: установления количественных требований к надежности изделий, при разработке ТЗ, нормирования требований к надежности бортовых систем и агрегатов, оценки надежности комплексов при проектировании, контроля выполнения указанных требований при принятии созданной техники в эксплуатацию.

В ходе работы на этом этапе выявилась недостаточная эффективность прямых статистических испытаний изделия на надежность в сочетании с последующим выборочным производственным контролем работоспособности его элементов и систем, не исключающим отказов техники при эксплуатации. Ряд неудач в реализации отечественных космических программ стимулировал внедрение комплексного подхода и программно-целевого планирования работ по обеспечению надежности ракетно-космических систем на всех стадиях их жизненного цикла.

Программно-целевое планирование. Созданная к 1975 г. межотраслевая система обеспечения надежности РКТ означала переход ко второму этапу развития направления «Надежность РКТ». Система базировалась на разработке программных документов — программы обеспечения надежности (ПОН) и комплексной программы экспериментальной отработки (КПЭО), в рамках которых обосновывались, планировались и координировались меры и средства достижения заданного уровня надежности изделий РКТ. В качестве исходной информации при составлении ПОН используются данные об отказах изделий при их изготовлении, в процессе поставки и перед применением, при эксплуатации и контроле в ходе регламентных работ. На основе анализа видов и последствий возможных отказов, выработки мероприятий предупредительного, контрольного и защитного характера, прогноза их эффективности оценивается возможность достижения заданного уровня надежности создаваемого объекта, вырабатываются требования к средствам оперативного контроля его состояния и управления функционированием.

Управление риском. На данном этапе была, по существу, разработана методика проведения исследований, связанных с обоснованием решений в условиях неопределенности, позволившая творчески развить возможность количественного вероятностного анализа в сочетании инженерным анализом требований и возможностей предотвращения отказов. Это оказалось особенно актуальным применительно к анализу надежности и безопасности пилотируемых космических кораблей и при реализации уникальных космических проектов.

Методология обоснования решений в условиях неопределенности позволила с более общих позиций посмотреть на задачи, касающиеся обеспечения надежности и безопасности РКТ, органично увязать эти задачи с основными стадиями жизненного цикла изделия и в дальнейшем перейти к более полной концепции управления космической деятельностью с учетом рисков (с использованием механизмов лицензирования, сертификации, страхования РКТ), т.е. к концепции управления риском [6].

Система обеспечения надежности РКТ

Структура и субъекты системы обеспечения надежности РКТ представлены на рис. 7.1.1.

Участники процесса создания



Рис. 7.1.1. Структура и субъекты системы обеспечения надежности РКТ

7.1.3. МЕТОДОЛОГИЯ ОБОСНОВАНИЯ РЕШЕНИЙ В УСЛОВИЯХ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ

Общая схема исследования

В рамках постановки задачи обеспечения надежности рассматриваются этапы формализации условий исследования: описание цели, стратегий достижения цели, условий выбора решений (стратегий). Описание множества исходов реализации потенциальных стратегий и переход от понятия цели к его экспликации в виде показателя надежности создаваемой системы как некоторой шкалы, определенной на множестве исходов, является в некотором смысле первичным. Поэтому описание цели является первым

этапом общей схемы исследования обоснования решения.

Описание стратегий заключается в указании количества, состава и динамики расходования активных средств для достижения цели. Именно поэтому описание стратегий является одним из элементов постановки задачи.

Существенным является и тот факт, что при разработке (описании) способов действия, как правило, в первую очередь выбираются и исследуются наиболее простые стратегии в смысле использования минимума имеющейся и особенно ожидаемой информации об условиях и результатах их реализации. Следовательно, может возникнуть необходимость повторения цикла исследования для описания и анализа более сложных стратегий, в том числе

предусматривающих расходование активных средств на получение и использование дополнительной информации, причем если уточнение условий реализации стратегий проводится до выбора самой стратегии, его можно рассматривать как элемент уточнения задачи. Если же планируются получение дополнительной (оперативной) информации в процессе реализации стратегий и ее использование для уточнения стратегии, то саму стратегию называют гибкой.

Постановка задачи, включающая в себя этапы описания цели, стратегий и условий, является исходной для начала собственно исследования, т. е. этапов, которые обычно называются моделированием. Если же оно не дает положительного результата (удовлетворительных стратегий), то уточнение условий, совершенствование стратегий, корректировка цели составляют процедуру уточнения задачи, после которой моделирование может быть продолжено.

Моделирование обычно имеет два этапа: разработки (создания) модели объекта (математической или физической); анализа с ее помощью (математического моделирования или экспериментирования) процесса функционирования объекта.

Для выбора стратегии s из заданного множества потенциально возможных стратегий S с применением целевого отношения R_H , заданного на множестве исходов W , необходимо установить соответствие между множествами S и W . Другими словами, необходимо выбрать способ получения (вычисления) возможных исходов $W(S)$ для каждой стратегии $s \in S$. При определении количественного показателя эффективности стратегий, значения которого применяются в качестве шкалы на W , модель устанавливает соответствие, определяющее значение или диапазон возможных значений этого показателя. В общем случае свойства, которыми должно обладать соответствие $g: S \rightarrow W$, зависят как от структуры множеств S и W , так и от вида шкал (отношений), используемых при решении задач различных классов. Такое соответствие в каждой конкретной ситуации может быть установлено с помощью явной аналитической зависимости с применением вычислительного или моделирующего алгоритма.

На результаты применения стратегий может влиять бесконечное множество неуправляемых факторов, составляющих так называемые условия реализации стратегий. Предпола-

гается, что при постановке задачи заданы состав существенных факторов и уровень их неопределенности, а также имеется принципиальная возможность в ходе построения модели учесть данные факторы или оценить возможную погрешность используемой модели. В такой погрешности следует различать две составляющие: вызванную неполнотой и (или) ошибочностью исходной информации об условиях реализации стратегий и вызванную упрощениями, вводимыми исследователем при построении модели.

Первую составляющую погрешности принципиально невозможно оценить в рамках теоретического исследования; она может быть обнаружена только при сравнении выводов, получаемых с помощью модели, с прошлым опытом (обратное моделирование) или в процессе реализации вновь принятых решений.

Вторая составляющая погрешности — неопределенность модели X_g может и должна быть уточнена в процессе исследования.

Первая составляющая устраняется путем использования при построении модели только проверенных, экспериментально подтвержденных данных. Все неоднозначности должны учитываться за счет расширения диапазона неопределенностей X , включающих в себя неопределенности цели, активных средств, условий. Тогда согласно реальной модели получается отображение $g: S \times X \rightarrow W$, или $W = g(S, X)$. При этом имеется в виду, что выбор стратегии $s \in S$ соответствует выбору вектора активных средств.

Для обоснования выбора рациональной среди множества стратегий, как правило, нет необходимости построения абсолютно точной модели с точки зрения использования всей исходной информации и отсутствия систематической и случайной погрешностей конкретной реализации модели (аналитического выражения алгоритма).

Таким образом, этап создания модели объекта можно считать завершенным, если задан (описан, сформулирован) способ построения соответствия, необходимого для выбора среди множества стратегий рациональной с учетом их неопределенности, имеющейся на момент проведения исследования, и информации, ожидаемой на момент реализации стратегий, если предусмотрено использование этой информации для оперативного уточнения стратегий. При этом либо заранее известна и учитывается погрешность используемой моде-

ли, либо с помощью метода статистического моделирования находится погрешность моделирования в зависимости от числа реализаций.

При проведении анализа с применением модели объекта можно предусмотреть текущую оценку ее погрешности и сформулировать условия окончания исследования по обоснованию решения (при выборе удовлетворительной стратегии) с выдчей (документированием) результатов либо перехода, при необходимости, к одному из новых циклов исследования: продолжения анализа при использовании модели с периодической проверкой приемлемости решения с учетом текущей погрешности моделирования; уточнения модели путем учета дополнительных, не учтенных ранее условий реализации стратегий.

Если же моделирование не дает положительного результата (удовлетворительных стратегий), необходимо вернуться к уточнению задачи путем уточнения условий, улучшения стратегий, корректировки цели.

Степень категоричности суждений, использованных при описании цели, может оказаться неоправданно высокой. Это в первую очередь касается так называемых «качественных» целей, которые могут быть только или достигнуты, или не достигнуты. После того как в процессе исследования выявляется недостижимость цели при принятой постановке задачи, возможна корректировка понимания цели и соответствующее уточнение правила выбора стратегий ее достижения. Корректировка цели является заключительным этапом проведенного цикла исследования и одним из этапов уточнения его задачи.

Общие принципы обоснования решений в условиях неопределенности

Основная задача исследования надежности создаваемой техники сводится к выбору стратегий создания и применения техники, позволяющих добиться наилучшего результата в условиях заданных ограничений и начальной неопределенности. Обычно применяемый при этом критерий минимума затрат (потерь) или максимума полезного эффекта при достижении цели соответствует общеповеденческой концепции оптимизации. Однако в условиях действия неопределенных факторов оказываются полезными, а иногда и необходимыми дополнительные принципы и соответствующие им критерии или правила поведения, позволяющие спрогнозировать и скоординиро-

вать действия: оценить сложность ситуации и достаточность располагаемых ресурсов для достижения цели; если нужно, пойти на определенный риск, по возможности снизив его; если можно, получить дополнительную информацию до принятия решения или обеспечить ее получение и использование в процессе реализации принятых решений (стратегий). Предлагаются три таких принципа: гарантированного результата, стохастического детерминизма, последовательного преодоления (снятия) неопределенности (рис. 7.1.2).

Принцип гарантированного результата в терминах теории исследования операций сформулирован следующим образом:

При данном показателе надежности оценка эффективности стратегий (и выбор из них) должна происходить на основе получения гарантированного (максимально гарантированного) значения показателя надежности при данной информированности исследователя операции и предполагающейся при формировании рассматриваемых стратегий информированности оперирующей стороны об обстановке операций.

Другими словами, сравнение и выбор удовлетворительных стратегий могут производиться только на основе гарантированных значений показателя эффективности (надежности) с учетом всей неопределенности, при которой принимается решение. Так как при выбранной стратегии s и неопределенности неконтролируемых условий X исходом реализации стратегии может быть любой исход из множества $W_X = g(s, X)$, гарантированным является наихудший из $w \in W_X$.

Общность и конструктивность этого принципа заключаются в том, что его последовательное применение позволяет увязывать (соотнести) уровень и форму требуемых гарантий с различными формами задания неопределенности, включая случайные события, величины, процессы, области возможных значений неизвестных констант, детерминированных функций, а также параметров распределения случайных объектов.

Различают абсолютную и практическую гарантии.

Абсолютной называют гарантию, обеспеченную оценкой $w_{a,r}(s)$ показателя эффективности при выбранной стратегии s в условиях имеющейся неопределенности $x \in X$,

$$w_{a,r}(s) = \inf_x g(s, x) \quad (\forall x \in X).$$

1. ПРИНЦИП ГАРАНТИРОВАННОГО РЕЗУЛЬТАТА			
ГАРАНТИЯ	АБСОЛЮТ-НАЯ	$W_{a.g} = \inf_x g(s, x) \quad (\forall x \in X)$	
	ПРАКТИЧЕ-СКАЯ (уровня β)	$W_{п.г} = \inf_x g(s, x) \quad (\forall x \in [\underline{x}(\xi), \bar{x}(\xi)])$, где $[\underline{x}(\xi), \bar{x}(\xi)]$ — доверительный интервал x	
2. ПРИНЦИП СТОХАСТИЧЕСКОГО ДЕТЕРМИНИЗМА			
ДРОБНЫЕ СТРАТЕГИИ	Для случайных событий: $P_i = P_j^{\sqrt{n}}$; $C_i = \frac{1}{n} C_j$, где n — дробность	$\beta = \sum_{m=N}^{N_r} \binom{N_r}{m} P_1^m (1 - P_1)^{N_r - m};$ $C_\Sigma = N_r C;$ $\delta = \frac{C_\Sigma - C_{др\Sigma}}{C_\Sigma};$ N_r — число реализаций, гарантирующее получение заданного результата	<p>N — требуемое число реализаций</p>
	Для случайных величин: $m_i = \frac{1}{n} m_j$; $C_i = \frac{1}{n} C_j$; $\frac{\sigma_i}{m_i} = \frac{\sigma_j}{m_j}$, где n — дробность	$N_d - t_\beta \frac{\sigma_i}{m_i} \sqrt{N_d} - N = 0;$ $A = \frac{m^2 N}{t_\beta^2 \sigma^2}$ — инвариант неопределенности;	

Рис. 7.1.2. Принципы обоснования решений

3. ПРИНЦИП ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОГО ПРЕОДОЛЕНИЯ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ		
ГИБКИЕ СТРАТЕГИИ	<p>Для двухальтернативных решений</p> <p>$d(x): X_n \rightarrow D$;</p> <p>$D = D_1 \cup D_2$;</p> <p>$\dim X_n = n$;</p> <p>$P\{\theta_1\}; P\{\theta_2\}$;</p> <p>$P_{ij}, C_{ij}$,</p> <p>$i, j = 1, 2$;</p> <p>$M[C] = \sum_{i,j} C_{ij} P_i$</p>	<p>Модель:</p> $M[C] = M[C_0] + P\{\theta_1\}(C_{12} - C_{21}) \left[1 - \int_{X_n^{(1)}} f(x/\theta_2) \exp\{I(\theta_1 \rightarrow \theta_2; x) - h\} dx \right],$ <p>где $M[C_0] = P\{\theta_1\}C_{11} + P\{\theta_2\}C_{22}$ — потери без ошибок;</p> <p>$I(\theta_1 \rightarrow \theta_2; x) = \ln \frac{f(x/\theta_1)}{f(x/\theta_2)}$ — мера различающей информации;</p> <p>$h = \ln \left[\frac{P\{\theta_1\}(C_{21} - C_{22})}{P\{\theta_2\}(C_{12} - C_{11})} \right]$ — дискриминатор; $\eta = M[C_0]/M[C]$ — информационная эффективность (КПД)</p>

Рис. 7.1.2. Окончание

Удовлетворительную стратегию s с оценкой достижимого уровня эффективности $w_{a,r}(s)$ называют абсолютно гарантирующей стратегией. При рассмотрении стратегий, исходы реализации которых являются случайными объектами, множество абсолютно гарантирующих стратегий может оказаться пустым.

Практической с уровнем доверия γ называют гарантию, обеспеченную оценкой $w_{п,r}(s)$ показателя эффективности при выбранной стратегии s и имеющейся неопределенности $x \in [\underline{x}(\xi), \bar{x}(\xi)]$,

$$w_{п,r} = \inf_x g(s, x) \quad (\forall x \in [\underline{x}(\xi), \bar{x}(\xi)]),$$

где $[\underline{x}(\xi), \bar{x}(\xi)]$ — γ -доверительный интервал, зависящий от наблюдаемого случайного объекта ξ с семейством функций распределения $\{F_\xi(x); x \in X\}$ и от уровня доверия ($0 < \gamma < 1$) следующим образом:

$$P_x \{x \in [\underline{x}(\xi), \bar{x}(\xi)]\} \geq \gamma.$$

Удовлетворительную стратегию s с оценкой достижимого уровня надежности $w_{п,r}(s)$ называют практически гарантирующей стратегией уровня γ .

Понятие гарантированного результата зависит прежде всего от принятого показателя (шкалы на множестве исходов). Так, если результаты реализации стратегии оцениваются величиной ожидаемого выходного эффекта, то абсолютно гарантированное значение показателя определяет уровень, ниже которого мы не получим результат ни в одной реализации.

Следовательно, такая гарантия распространяется и на каждую из реализаций в отдельности (индивидуально), и на любую их совокупность. При показателе — математическое ожидание выходного эффекта абсолютно гарантированный результат ничего не гарантирует в отношении величины отдельной реализации. Однако по мере роста числа независимых реализаций суммарный эффект почти наверняка превысит значение $W_{п,r} \times N$.

Принцип стохастического детерминизма.

Гарантии в условиях случайных воздействий обеспечиваются исходя из устойчивости результатов массовых случайных явлений. Общие формы такой устойчивости нашли свое выражение в законе больших чисел и предельных теоремах теории вероятностей. Явление это, называемое стохастическим детерминизмом, во многих случаях облегчает построение и изучение моделей сложных массовых явлений, позволяя легко учитывать или пренебрегать, когда это допустимо, элементом случайности. Так, при исследовании вещества от стохастических его моделей на молекулярном уровне переходят к детерминированным характеристикам (например, плотности и давлению) на макроуровне.

Принцип стохастического детерминизма состоит в активном целенаправленном использовании явления стохастического детерминизма путем введения в процесс создания и применения изделий повторяющихся (или различных, но многочисленных) операций и

решений, дающих пусть случайный в каждом отдельном случае, но устойчивый в совокупности результат.

Принцип последовательного преодоления (снятия) неопределенности. В условиях, когда нет полной информации о случайных и детерминированных механизмах, лежащих в основе явлений, когда ряд явлений не обладает свойством статистической устойчивости, в распоряжении исследователя нет решения, приняв которое можно было бы преодолеть (компенсировать) всю неопределенность относительно результатов применения системы (т.е. обеспечить гарантии на основе только двух первых из приведенных выше принципов).

Выход состоит в поэтапном последовательном преодолении неопределенности. Однако для этого нужны принципиальная возможность и практическая реализация конкретного способа получения и использования получаемой дополнительной информации для последовательного улучшения стратегий поведения, а также избыточность ресурсов и возможность их гибкого расходования.

Потери «на неопределенность» можно снизить, получив необходимую информацию до принятия решения и выбрав наилучшее (рациональное) распределение ресурсов (избыточности). Если же такую информацию можно получить только в процессе разработки и (или) применения стратегии, необходимо предусмотреть использование последовательности уточняемых решений (гибкой стратегии). Гибкость (информационная мощность) стратегии должна определяться, с одной стороны, возможным наличием ожидаемой оперативной информации о ходе (результатах) реализации стратегии, а с другой — неокончателностью принимаемых решений (оставляемой свободой выбора для последующих решений). Более гибкие стратегии обеспечивают лучшее использование всей поступающей оперативной информации и, следовательно, более высокий информационный КПД (меньшие средние потери на компенсацию неопределенности). Учет затрат энергетических и других ресурсов на реализацию гибких стратегий (например, затрат на получение и обработку оперативной информации) обуславливает наличие рационального уровня информационной мощности стратегии (рационального уровня организации системы, обеспечивающей реализацию этой стратегии).

Под принципом последовательного преодоления неопределенности понимается обес-

печение гарантированного результата в условиях неопределенности путем реализации гибких стратегий поведения на основе использования оперативной информации и обоснования рационального уровня организации процесса реализации стратегий.

Гибкая стратегия — последовательность уточняемых с использованием оперативной информации решений. Для обоснования рационального уровня информационной мощности стратегии необходимо выбрать соответствующую меру, связанную с ее эффективностью.

7.1.4. ОПЫТ ВНЕДРЕНИЯ МЕТОДОЛОГИИ ОБЕСПЕЧЕНИЯ НАДЕЖНОСТИ РКТ

Обоснование требований к изделиям РКТ и порядка их подтверждения

Выбор формы требований на основе концепции качества изделий и принципа гарантированного результата. На основе концепции измерения качества изделий РКТ с использованием *категорий качества: интензивности, устойчивости и мобильности* разработана система требований к надежности основных изделий. Она включает требования к *количественным* характеристикам безотказности, долговечности, ремонтпригодности и сохраняемости на всех стадиях эксплуатации, а также к *качественным* (организационным и инженерно-техническим) требованиям к конструкторским, технологическим и эксплуатационным решениям (мерам) по предупреждению, выявлению и защите от последствий отказов, оправдавшим себя на практике применительно к конкретным типам изделий. Обоснование и выбор конкретных комплексных показателей надежности каждого типа изделий осуществляются в виде *эффективной меры надежности*, оценивающей степень влияния отказов на *обобщенное качество* изделия. При этом для изделий длительного или непрерывного функционирования (КА, орбитальных группировок) используются понятия *интегрального* или *дифференциального выходного эффекта*.

Форма количественных требований предусматривает нормирование уровня необходимого качества и точности его знания с учетом неопределенности (погрешности оценивания) в соответствии с принципом гарантированно-го результата.

Обоснование рационального уровня надежности в соответствии с принципом стохастического детерминизма проводится с исполь-

зованием понятия *объема потребности* (периода реализации программы применения). При этом оценивается актуальность использования дробной стратегии путем увеличения объема партии изготавливаемых изделий (снижения размерности изделий, кратности применения многоэлевых элементов).

Обеспечение гарантий в условиях неопределенности предусматривает координацию решений на смежных иерархических уровнях. Рассматриваются следующие уровни: программа в целом, комплекс, составная часть комплекса, изделие, ступень, отсек, система, прибор, блок, элемент. Учитывается форма оценки показателя: точечная оценка и ее дисперсия, доверительные границы, толерантные пределы.

Поэтапное подтверждение требований по безотказности. В соответствии с принципом последовательного преодоления (снятия) неопределенности реализуется гибкая стратегия уточнения характеристик надежности на всех стадиях жизненного цикла изделия. Предусматривается поэтапное подтверждение требований по безотказности по мере получения информации о результатах контроля, испытаний опытных образцов в рамках КПЭО, программ летных испытаний, опытной и серийной эксплуатации. Задание промежуточных контрольных уровней проводится с учетом ограничений по допустимым рискам отказов на стендах, технической позиции, стартовом комплексе, по трассе полета, при первых запусках полезной нагрузки, первых пилотируемых пусках. Типовая последовательность обоснования выполнимости требований по надежности, меры снижения конструкторского, производственного и эксплуатационного рисков регламентируются в проектных нормах надежности, нормах отработочных и производственных испытаний.

Повышение срока активного существования (САС) и продление гарантийных САС КА длительного функционирования. Применительно к задаче обеспечения надежности КА длительного функционирования (ДФ) принцип последовательного преодоления неопределенности используется в стратегии поэтапного уточнения оценки САС КА с учетом подтверждения технического ресурса КА по данным максимальных наработок в полете. Опыт разработки и применения «Временного положения по экономическому стимулированию работ по продлению гарантийных сроков актив-

ного существования КА ДФ» подтвердил эффективность этой стратегии.

Планирование парка многоэлевых средств.

Наиболее продуктивны дробные и гибкие стратегии в решении задачи выбора рационального парка и последовательного уточнения парка многоэлевых средств выведения и их элементов.

Методические основы и технологии статистического оценивания характеристик надежности

Классификация задач и требования к технологиям статистического оценивания. Классификация задач оценивания надежности проводится применительно к КА.

В качестве основных признаков при классификации задач оценки и контроля надежности КА рассматриваются: оцениваемый показатель, вид оценивания, форма регистрации опытных данных, модель оценивания, форма представления априорной информации.

Оцениваемый показатель (R). КА большинства типов относятся к невосстанавливаемым изделиям, используемым до первого отказа. Эффективной мерой надежности таких изделий является их средняя наработка до отказа T_0 . В нормативной документации на КА установлен аналогичный основной показатель — средний срок активного существования $T_{0,а.с.}$ Этот показатель позволяет учитывать свойства безотказности и долговечности КА, при этом наработка аппарата измеряется календарным сроком его функционирования на орбите в соответствии со штатной циклограммой. Бортовые системы и агрегаты КА могут работать в одном из следующих режимов: разовом, непрерывном, циклическом и «по запросу». В последнем случае в расчет принимается усредненная частота и длительность (скважность) работы аппарата. Именно этот показатель определяет расход КА на восполнение аппаратов, вышедших из строя за время эксплуатации космической системы, и точнее всего выражает эффективность мероприятий по повышению их безотказности и долговечности.

На коэффициент готовности орбитальной группировки (ОГ) КА влияет также средний срок замены $T_{0,зам}$ отказавшего на орбите КА, определяемый временем подготовки и выведения нового аппарата. При других стратегиях эксплуатации ОГ при наличии на орбите аппаратов в ненагруженном резерве средний срок

их замены определяется временем контроля состояния аппарата и подготовки его к включению в ОГ. В любом случае этот показатель отражает свойство контролепригодности КА.

Эффективной мерой надежности других типов КА, работающих в полете строго заданное время, является вероятность их безотказной работы за заданное время активного существования $P(t_{a.c.})$. В ряде случаев могут использоваться и другие показатели:

$T_{a.c.γ}$ — $γ$ -процентный срок активного существования;

$P(t_{зам})$ — вероятность замены отказавшего на орбите КА за заданное время;

$T_{замγ}$ — $γ$ -процентный срок замены отказавшего на орбите КА.

Аналогичные по содержанию показатели надежности используются для элементов КА (бортовых систем, агрегатов, приборов): T_0 — средняя наработка до отказа; $T_γ$ — $γ$ -процентная наработка до отказа; $P(t)$ — вероятность безотказной работы; T_{p0} — средний ресурс; $T_{pγ}$ — $γ$ -процентный ресурс; $T_{в0}$ — среднее время восстановления; $T_{вγ}$ — $γ$ -процентный срок восстановления.

Кроме этого, могут применяться показатели аналогичного вида для характеристик сохранности КА, его безаварийности и т.п. Без потери общности рассуждений для классификации задач оценки и контроля надежности аппарата достаточно ограничиться свойством его безотказности и показателями трех видов:

$R_1 = P(t)$ — вероятностью безотказной работы КА за заданное время;

$R_2 = T_0$ — средней наработкой до отказа;

$R_3 = T_γ$ — $γ$ -процентной наработкой до отказа.

Вид оценивания (O). В процессе планирования, проведения отработки изделия и обработки полученных результатов используются точечные и интервальные оценки. Точечные оценки применяются при достаточно больших объемах эмпирических данных, а также в тех случаях, когда потери, обусловленные погрешностями оценивания, выражаются в виде симметричных функций. Эти случаи характерны для решений, связанных с планированием экспериментальной отработки КА. Оценивание результатов его экспериментальной отработки в целях проверки выполнения требований к надежности проводится с использованием интервальных оценок.

Многие решения, принимаемые в процессе экспериментальной отработки, и осо-

бенно летных испытаний КА, обосновываются при контроле и оценке его работоспособности. Однако в ряде случаев обоснованность управленческих решений может быть повышена путем прогнозирования состояния КА. При этом могут применяться процедуры как точечных и интервальных оценок показателей надежности, так и проверки гипотез или статистических решений относительно состояния объекта оценивания, запасов его работоспособности, риска с учетом ожидаемых потерь от неправильных решений.

Таким образом, по второму признаку классификации можно выделить четыре вида задач оценивания и контроля надежности КА:

$O_1 = R_0$ — точечное оценивание показателя надежности;

$O_2 = R_β$ — интервальное оценивание показателя надежности;

$O_3 = φ$, $φ ∈ [0, 1]$ — проверка гипотез относительно надежности;

$O_4 = d$, $d ∈ D$, $D_i = ∪ D_i$ — принятие статистического решения.

Форма регистрации эмпирических данных (J). Простейшей формой регистрации результатов испытаний (функционирования) КА в конце заданного цикла его отработки является альтернативная информация «отказ — не отказ». Вектор значений индикатора отказа $ω = \{ω_1, ..., ω_i, ..., ω_n\}$, где $ω ∈ [0, 1]$, характеризует результаты испытаний каждого из n эквивалентных образцов, испытанных в эквивалентных условиях.

Для учета влияния на результаты испытаний изделия хода его отработки (изменений конструкторской и технологической документации) индексы компонент индикаторной функции должны быть строго упорядочены.

Основной формой регистрации результатов применения и испытания КА является указание полученных данных о наработке каждого экземпляра с одновременной фиксацией альтернативной информации «отказ — не отказ». Выборку таких данных в форме векторов наработки $T = \{t_1, ..., t_i, ..., t_n\}$ и индикаторов отказа $ω = \{ω_1, ..., ω_i, ..., ω_n\}$, где $ω ∈ [0, 1]$, назовем *частично регистрируемой*. Эта форма является естественным обобщением цензурированных и частично группированных выборок.

Классическая выборка результатов испытаний до отказа всех экземпляров является частным случаем $ω_i = 1$ при всех i . При этом сохраняет смысл замечание о необходимой упо-

рядочности индексов реализаций испытаний для учета хода отработки.

Кроме информации о наработке изделия в процессе его испытаний может фиксироваться информация об определяющих параметрах, используемых при оценке состояния КА. Информация может регистрироваться как в альтернативной форме (допусковый контроль), так и в количественной (запас работоспособности или выброс параметра состояния за допуск).

Запасом работоспособности КА называется невозрастающая положительно определенная функция времени или наработки, которая определяет момент отказа t_i каждого экземпляра изделия условием $z(t_i) = 0$. Эмпирические данные для оценивания надежности аппарата в форме реализаций запаса его работоспособности по фактору z регистрируются как совокупность векторов значений наработок $T_j = \{t_{j1}, \dots, t_{ji}, \dots, t_{jl}\}$, где t_{ji} — точка i -го замера, l — общее число замеров запасов работоспособности в j -й реализации, а также соответствующих им векторов значений запаса работоспособности $Z_j = \{z_{j1}, \dots, z_{ji}, \dots, z_{jl}\}$ и индикаторов отказа $\omega_j = \{\omega_{j1}, \dots, \omega_{ji}, \dots, \omega_{jl}\}$. Для частично регистрируемых выборок характерно наличие реализаций, в которых запас работоспособности не измеряется точно (z не достигло нуля или неизвестно время перехода $z(t)$ через нуль).

Параметром состояния y КА называется действительная функция времени или наработки, выход за допуск которой определяет отказ аппарата. Возможны многочисленные варианты сочетания моделей изменения параметров состояния и допусков. Согласно большинству из них момент отказа определяется условием $|y(t_{\text{отк}}) - y(t_{\text{доп}})| = 0$. Существенно, что функция разности между параметром состояния и допуском не является монотонной. Эмпирическая информация в форме параметров состояния КА регистрируется как совокупность векторов значений его наработок $T_j = \{t_{j1}, \dots, t_{ji}, \dots, t_{jl}\}$ и соответствующих им векторов значений расстояния от параметра состояния до границы допуска $T_j = \{t_{j1}, \dots, t_{ji}, \dots, t_{jl}\}$ и индикаторов отказа $\omega_j = \{\omega_{j1}, \dots, \omega_{ji}, \dots, \omega_{jl}\}$. Итак, основными значениями третьего признака классификации задач оценивания и контроля надежности КА являются:

$$I_1 = \{\omega\} \text{ — альтернативная информация;}$$

$$I_2 = \{\omega, t\} \text{ — значения наработки КА;}$$

$I_3 = \{\omega, t, z\}$ — запасы работоспособности аппарата;

$$I_4 = \{\omega, t, y\} \text{ — параметры состояния КА.}$$

Модели оценивания (G). Анализ вариантов регистрации результатов испытаний и применения КА показывает, что можно получить одно значение наработки каждого экземпляра до отказа на уровне изделия в целом, порядка десяти значений наработки на уровне бортовых систем, в том числе одно — до отказа отказавшей системы. Так как структурное резервирование в КА применяется, как правило, на уровне его приборов и агрегатов, использование данных о наработке отказавших комплексов аппаратуры еще более повышает информативность выборки результатов испытаний изделия, однако одновременно усложняется модель оценивания его надежности. Действительно, в простейшем случае по выборке $\{\omega, t\}$ оцениваются параметры распределения значений наработки КА до отказа $\tau: \{\omega, t\} \rightarrow \{\theta\}$, а затем вычисляется оценка показателя его надежности $r: \{\theta\} \rightarrow \{R\}$, где τ — используемая параметрическая статистика; $\{\theta\}$ — вектор параметров распределения значений наработки; r — модель «наработка — надежность», выражающая зависимость показателя надежности от параметров распределения значений наработки до отказа.

В случае регистрации значений наработки приборов и агрегатов КА появляется несколько возможных путей свертывания информации.

Модель определения работоспособности изделия

$$\mu_{\omega}: \{\omega_j\} \rightarrow \{\omega\}$$

позволяет устанавливать соответствие множества состояний элементов с множеством состояний КА в целом.

Свертка распределений

$$\mu_{\theta}: \{\theta_j\} \rightarrow \{\theta\}$$

обеспечивает переход от распределений значений наработок элементов к распределению срока активного существования КА.

Свертка показателей надежности

$$\mu_R: \{R_j\} \rightarrow \{R\}$$

используется для расчета конкретных показателей и иногда со сверткой параметров распределений.

При регистрации запасов работоспособности КА z_j или параметров состояния y_j его элементов кроме статистик, определяющих параметры распределений значений наработки элементов до отказа $\tau: \{\omega_j, t_j, z_j\} \rightarrow \{\theta_j\}$ или

$\tau_i: \{\omega_i, t_i, y_i\} \rightarrow \{\theta_i\}$, иногда могут использоваться модели «свертывания» запасов работоспособности

$$\mu_z: \{z_i\} \rightarrow \{z\}$$

или обобщенных параметров состояния

$$\mu_y: \{y_i\} \rightarrow \{y\}.$$

Таким образом, кроме сложности используемых моделей (одно- и многопараметрических, одно- и многоуровневых) необходимо учитывать принципиальные различия многоуровневых моделей-сверток:

$$G_0 = \tau * r; \quad G_1 = \mu_{\omega} * \tau * r;$$

$$G_2 = \tau * \mu_{\theta} * r; \quad G_3 = \tau * r * \mu_R;$$

$$G_4 = \mu_z * \tau * r; \quad G_5 = \mu_y * \tau * r.$$

Форма представления априорной информации (G, L, A). Обязательная априорная информация, определяющая трудность задачи оценивания и контроля надежности КА, касается гипотез о вероятностном пространстве — его качественного описания в виде пространства всех мыслимых исходов Ω и сигма-алгебры подмножеств $A \subseteq \Omega$, называемых событиями, и количественного описания в виде семейства \mathcal{P} наблюдаемых распределений \mathcal{P} . Задачи математической статистики некорректны, для их корректной сильной разрешимости нужна дополнительная априорная информация. Например, может быть заранее известно, что наблюдаемое P принадлежит семейству $\mathcal{P} = \{P_{\theta}, \theta \in \Theta\}$, где Θ — пространство параметров распределения P_{θ} .

При конечности координатизирующего множества Θ задача статистической точечной оценки называется задачей проверки (нескольких простых) гипотез. Если законы P_{θ} гладко зависят от конечного векторного параметра θ , то говорят о параметрической задаче оценивания.

Очень важен случай, когда априорное семейство \mathcal{P} законов может быть гладко запараметризовано только счетным числом вещественных координат. Так будет, например, если известно лишь, что наблюдаемая случайная величина ограничена, а ее распределение имеет плотность $f(x)$, принадлежащую функциональному пространству $C^{(2)}$. Наконец, семейство \mathcal{P} может быть столь обширно, что оно не допускает счетномерной гладкой параметризации. Так будет, например, когда координаты двумерной случайной величины независимы друг от друга.

По традиции обе последние постановки объединяются под названием задачи непараметрического оценивания, хотя они резко различаются и по подходам к их решению, и по его методам. В частности, последняя задача корректна лишь в слабом смысле [10].

Второй класс априорных данных, важных для обеспечения возможности использования современных статистических методов, связан с заданием функции штрафов (потерь) $L(\theta \times D)$. Область определения функции потерь включает пространство решений D и пространство параметров Θ (состояний природы). Множество значений функции потерь — вещественная прямая. По мере убывания общности различаются функции потерь общего вида, симметричные, квадратичные.

Третий класс априорной информации касается возможности формализации опыта создания и применения КА в виде базы данных о процессах изготовления, контроля, испытания и применения изделий-аналогов на уровне аппарата в целом, бортовой системы, прибора, агрегата. Суммарные данные об эксплуатации 2 тыс. КА с общим числом бортовых систем, большим 20 тыс., и числом приборов и агрегатов, примерно равным 1 млн, дают хорошую базу для оценивания повторяемости типовых конструкторских и технологических дефектов, интенсивности внезапных отказов многих типов электрорадиоизделий, факторов, ограничивающих технический ресурс КА. Выделив подмножество КА, бортовых систем, являющихся аналогами для вновь создаваемого КА, можно с достаточной степенью уверенности, оцениваемой количественно, предсказать априорно ожидаемый уровень надежности и безаварийности техники. Одновременно можно оценить эффективность использованных ранее мер и средств предупреждения и выявления отказов, а также защиты от их последствий.

Степень близости выбранных аналогов КА может оцениваться качественно (старые конструкция и технология в новых условиях; старая конструкция с новой технологией в новых условиях; новые конструкция и технология в новых условиях) и количественно в виде доли составных частей аппарата, имеющих новую конструкцию, технологию и (или) условия применения. Кроме этого, для отработки вновь разрабатываемых элементов конструкции КА, бортовых систем, приборов и агрегатов в качестве априорной информации могут использоваться перечни типовых отказов, их

возможных последствий, причин и условий возникновения, получаемых на стадиях, предшествующих экспериментальной отработке.

Таким образом, возможны следующие признаки формы представления априорной информации и их значения:

1. Гипотеза о семействе распределений ($\Gamma \subseteq \mathcal{P}$):

$\Gamma_1 = P_\theta$ — конкретный тип распределения;

$\Gamma_2 = E_\theta$ — одно из распределений экспоненциального семейства;

$\Gamma_3 = F_\theta$ — одно из распределений, имеющее плотность (параметрический случай);

$\Gamma_4 = F$ — непараметрический случай.

2. Функция потерь (L):

L_1 — конкретная известная функция;

L_2 — квадратичная функция разности;

L_3 — симметричная функция разности.

3. Данные об аналогах (A):

A_1 — изменены условия применения аппарата;

A_2 — изменены технология и условия изготовления КА;

A_3 — изменены конструкция, технология и условия.

Рассмотренные значения признаков классификации задач оценивания состояния и контроля надежности КА не исчерпывают реальных жизненных ситуаций: из множества возможных значений выбраны только те, что существенно видоизменяют задачу. Это касается в первую очередь оцениваемых показателей, моделей оценивания и форм представления априорных данных. Но даже рассмотренные значения позволяют выделить порядка 10 тыс. вариантов задач оценивания надежности КА.

Общая постановка задачи оценивания надежности проектируемого аппарата включает в себя выбор наилучшей (в некотором смысле) статистики τ для оценки параметров распределения, построение преобразования r для расчета требуемого показателя, построение модели-свертки μ и разработку алгоритма, реализующего всю цепочку оценивания.

Методом оценивания надежности КА называют совокупность правил выбора (построения) статистик, алгоритмов и моделей оценивания, способов проверки их качества. Критерии качества оценивания (точности статистики, адекватности модели, правильности алгоритма) формулируются на основе анализа общих требований к специальному математическому обеспечению управления процессом создания и применения КА.

Обработка частично регистрируемых выборок. В соответствии с принятой классификацией и с учетом требований *несмещенности* и *эффективности* оценок разработаны методы обработки частично регистрируемых выборок для оценивания САС КА ДФ [15].

Модифицированный метод максимального правдоподобия. Рассмотрим решение задачи точечного оценивания надежности объекта по частично регистрируемой выборке значений его наработки, представленных с помощью двух эквивалентных обозначений:

$$x_i \times \omega_i = xnt \times xntf \times 1nt \times 0ntf,$$

$$\{t, \omega\} = \{t, \omega_i = 1 (i = 1, \dots, nt),$$

$$\omega_j = 0 (j = 1, \dots, nt)\},$$

где $n = nt + nt_f$ — объем выборки значений наработки объекта; $\omega = \{\omega_i\}$ — вектор индикаторов его состояний; nt — число наработок до отказа; nt_f — число наработок без отказа.

Дадим формальное описание модификации метода максимального правдоподобия. Пусть статистическая модель представляется параметрическим семейством вероятности мер

$$P = \{P_\theta; \theta \in \Theta\} \text{ на } \{x; B\},$$

где x — область определения случайной величины X (в рассматриваемом случае X — наработка, x — луч $(0, i)$ или интервал $(0, x_{\max})$); B — наименьшее борелевское σ -поле в пределах вещественного интервала.

Параметрическое пространство Θ является интервалом в k -мерном евклидовом пространстве. Функцию плотности распределения меры P_θ относительно σ -конечной меры μ обозначим $f(x, \theta)$. Тогда относительно стандартной выборки значений наработки изделия до отказа $\{t, \omega/t, \omega_i = 1, i = 1, \dots, k\}$ плотность вероятности события $\{x, \omega\}$

$$\begin{aligned} \varphi(x_1, \dots, x_n; \omega; \theta) &= \prod_{i=1}^n [f(x_i, \theta)]^{\omega_i} = \\ &= \prod_{i=1}^n f(x_i, \theta). \end{aligned}$$

Плотность $\varphi(x, \omega; \theta)$ определена в пространстве $x_n \times \omega_n \times \Theta$. Функцией правдоподобия параметра $\theta \in \Theta$ называется неотрицательная вещественная функция $L(\theta; x, \omega)$, пропорциональная плотности $\varphi(x, \omega; \theta)$, т.е.

$$L(\theta; x_1, \dots, x_n, \omega_1, \dots, \omega_n) =$$

$$= C \varphi(x_1, \dots, x_n, \omega_1, \dots, \omega_n; \theta),$$

где множитель пропорциональности C ($0 < C < i$) может зависеть от x и ω , но не от θ .

Функция правдоподобия рассматривается как функция от параметра θ при заданном выборочном значении $(x_1, \dots, x_n, \omega_1, \dots, \omega_n)$.

В рамках случайно цензурированной выборки значений наработки

$$\{t, \omega\} = \{t_i, \omega_i = 1 \ (i = 1, \dots, nt), \\ \omega_j = 0 \ (j = nt + 1, \dots, nt + nf)\},$$

где nt — число наработок до отказа; nf — число наработок без отказа.

Плотность вероятности того, что произошло событие $\{x, \omega\}$,

$$\varphi(x_1, \dots, x_n; \omega_1, \dots, \omega_n; \theta) = \\ = \prod_{i=1}^n [f(x_i, \theta)] \omega_i \left[1 - \int_{-i}^{x_i} f(x_i, \theta) \right] (1 - \omega_i). \quad (*)$$

В общем случае частично регистрируемой выборки, когда указывается верхний предел $t_{\max i}$ безотказной наработки $\{t_i, \omega_i = 0, t_{\max i}\}$, до которого отказ произошел или должен произойти, выражение для определения плотности вероятности события $\{x, \omega, x_{\max}\}$ приобретает вид

$$\varphi(x, \omega, x_{\max}; \theta) = \prod_{i=1}^n [f(x_i, \theta)] \omega_i \times \\ \times \left[\int_{-i}^{x_i} f(z, \theta) dz - \int_{-i}^{x_{\max}} f(z, \theta) dz \right] (1 - \omega_i).$$

Без потери общности рассуждений, как правило, будет использоваться плотность в форме (*).

Оценкой максимального правдоподобия заданной функции $L(\theta; x, \omega)$ является В-измеримая статистика $\tau: x_n \times \omega_n \rightarrow \Theta$, удовлетворяющая соотношению $\theta = \text{argsup } L(\theta; x, \omega)$. При этом не требуется, чтобы функция правдоподобия была дифференцируемой по θ . Практически в процессе поиска экстремума вместо функции правдоподобия может вычисляться ее логарифм.

В качестве модели оценивания используется функция правдоподобия

$$g = L(\theta; x, \omega),$$

которая является совместным фидуциальным распределением оценок параметров θ . При использовании дополнительного отображения r :

$\Theta \rightarrow R$ все свойства оценок максимального правдоподобия переносятся на оценку показателя надежности изделия за счет отмеченной выше инвариантности оценивания.

Метод итерационного восполнения выборки. Сформулируем достаточные условия для получения несмещенных оценок показателей надежности путем восполнения частично регистрируемых выборок значений наработки изделия и представим алгоритмы реализации метода и проверки его несмещенности путем статистического моделирования.

Вместо построения непосредственного отображения пространства результатов измерений частично регистрируемых выборок $x_n \times \omega_n$, где $n = nt + nf$, в пространство оценок неизвестных параметров распределения САС КА Θ предлагается использовать промежуточное отображение $x_n \times \omega_n \rightarrow x_{\text{вн}} \times 1$, где 1 — вектор размерности n , все координаты которого равны единице, т.е. пространство стандартных выборок (все реализации которых завершились отказами).

Это отображение формально описывает восполнение незавершенных реализаций $t_j(n)$. Для дальнейшей обработки может быть использована любая стандартная статистика, обладающая свойством несмещенности.

Так, если выборка образована n независимыми одинаково распределенными результатами наблюдений, то несмещенная оценка с минимальной дисперсией является симметрической функцией наблюдений. Отсюда даже при оценивании параметров распределений, точная форма которых неизвестна, можно использовать простые несмещенные оценки.

Среднее арифметическое $x_{\text{ср}} = \frac{1}{n}(t_1 + \dots + t_n)$ — симметрическая несмещенная оценка среднего значения распределения — является единственной такой оценкой, если семейство состоит из всех распределений с конечным первым моментом. Аналогично

$s^2 = \frac{1}{n-1}(t_1^2 + \dots + t_n^2) - nx_{\text{ср}}^2$ — несмещенная оценка с минимальной дисперсией, отвечающая второму центральному моменту генеральной совокупности, если ничего не известно о виде распределения t_i .

Использование этих статистик является применительно к двухпараметрическим распределениям основой нахождения оценок параметров методом моментов с помощью выражения моментов через параметры распределе-

ния. При нормальном распределении $N(\mu, \sigma_2)$ эти статистики совпадают с оценками параметров, являющимися одновременно оценками максимального правдоподобия.

Таким образом, статистика, реализующая идею метода восполнения выборки, имеет вид

$$\tau: x_n \times \omega_n \rightarrow x_{\text{вн}} \times 1 \xrightarrow{\tau_{\text{нсм}}} \Theta \xrightarrow{r} R,$$

где $\tau_{\text{в}}$ — восполнение частично регистрируемой выборки до стандартного вида; $\tau_{\text{нсм}}$ — стандартная несмещенная статистика; r — дополнительное отображение из пространства параметров распределения в пространство оценки показателя надежности.

В ходе алгоритмической реализации статистики $\tau_{\text{в}}$ существенно используются значения оценок параметров функции распределения, полученные при реализации статистики $\tau_{\text{нсм}}$. Следовательно, обе эти статистики могут быть последовательно реализованы в рамках итерационного цикла. Для входа в цикл могут быть взяты оценки, полученные по неусеченной части выборки $t_i(nt)$.

В случае оценки САС КА R — математическое ожидание распределения. При более сложных отображениях несмещенность R обеспечивается несмещенностью оценок Θ .

Для получения полной картины свойств оценок используется модель статистической задачи, позволяющая строить распределение оценки P_θ при известном $P \in \rho$. Применяя метод восполнения выборки, можно формально упростить задачу построения модели за счет того, что построены точные выборочные распределения конкретных статистик, соответствующие многим случаям обработки стандартных выборок. Эти распределения кроме зависимости от гипотезы $\rho' \subset \rho$ определяются объемом выборки n . В рассматриваемом случае ясно, что эффективный объем выборки находится в пределах от nt до $nt + nf$ и зависит от конкретных значений незавершенных наработок $t_j(nf)$. Снижение эффективного объема выборки по сравнению с полным объемом $nt + nf$ объясняется тем, что восполняемые реализации не являются независимыми. Чем меньше величина исходной незавершенной наработки t_j , тем в большей степени восполненная реализация $t_{\text{вн}} = t_j + \Delta t_j$ определяется распределением P (оценками). Так, в пределе при $t_j = 0$ восполненная реализация $t_{\text{вн}}$ полностью определяется оценками параметров, т.е. остальными

реализациями, и не несет дополнительной информации, а следовательно, не увеличивает эффективный объем выборки. Теоретическое определение эффективного объема выборки должно основываться на изучении корреляционной зависимости восполненных реализаций от конкретного способа восполнения. Для получения оценки среднего распределения x эффективность незавершенной наработки t_j должна быть близка к 50 %. Оценка эффективного объема выборок, отвечающих отдельным типам распределений труда, находится экспериментально. Если $P \equiv N(\mu, \sigma)$, то $P_x \equiv N(\mu, \sigma/n)$, где n — эффективный объем выборки. Таким образом, определив экспериментально дисперсию выборочного среднего, можно получить оценку n .

Можно сформулировать достаточные условия реализации указанного метода: выборка $x_{\text{вн}} \times 1$ — объем экспериментальных данных, достаточный для оценки θ ; распределение на $x_n \times 1$ условное при фиксированных $x_n \times \omega_n$ и θ ; $\tau_0: x_n \times 1 \rightarrow \Theta$ — полная статистика, достаточная для определения \mathcal{P} , итерационный процесс по условию $\Delta \theta \leq \varepsilon$ — сходящийся; в качестве модели оценивания используется выборочное распределение стандартной статистики τ при гипотезе $P_\theta \in \mathcal{P}$.

Если итерационный процесс сошелся, то с заданной как угодно малой погрешностью ε оценки параметров распределения остаются без изменения, а значит восполнение выборки $x_n \times \omega_n$ до стандартной $x_n \times 1$ проводится при тех же значениях оценок, которые получаются в результате использования стандартной статистики τ_0 . Распределение стандартной выборки $\{x_{\text{вн}} \times 1\}$ является распределением наработок при условии, что nt наработок завершились отказами в моменты x_i ($i = 1, \dots, nt$), nf наработок не имели отказов до моментов x_j ($j = 1, \dots, nf$), а оценки параметров распределения равны θ . Так как эксперимент $x_{\text{вн}} \times 1$ достаточен для определения Θ , то $x_{\text{вн}} \times 1$ будет тем более достаточен для этого. Так как статистика $\tau_0: x_n \times 1 \rightarrow \Theta$ является полной статистикой, достаточной для оценки \mathcal{P} , то эта статистика содержит всю необходимую информацию для восполнения выборки $x_n \times \omega_n$.

Таким образом, потеря информации не происходит ни при восполнении выборки, ни при оценивании параметров распределения, следовательно, результирующая статистика $\tau_{\text{в}} \times \tau_0$ сохраняет все свойства статистики τ_0 относительно выборки $x_{\text{вн}} \times 1$.

Примеры разработанных методов иллюстрируют возможность совершенствования и получения необходимых свойств статистического оценивания для всего многообразия реальных статистических массивов при использовании современной вычислительной техники.

Модель полного риска для средств выведения. Развитие методов оценивания надежности средств выведения проводилось в направлении более полного использования информации отраслевой базы данных о результатах эксплуатации техники. Разработана модель полного риска РН, обеспечивающая оценивание составляющих *конструкторского, производственного и эксплуатационного рисков* на основе совместной обработки результатов пусков РН, имеющих общие элементы и (или) входящих в общее семейство. Модель позволяет прогнозировать риски новых носителей с учетом степени преемственности и отработанности используемых конструкторских и технологических решений. Оцениваются темпы снижения различных составляющих риска в процессе летных испытаний. На основе разработанных методов и моделей ставятся задачи оценки рациональности планов летной обработки.

Реализация элементов методологии обеспечения надежности

Нормативное обеспечение. Отраслевая методология обеспечения надежности реализована в форме требований и рекомендаций нормативных документов, в первую очередь Положения РК-98-КТ, государственных стандартов, Общих технических требований, отраслевых стандартов, положений, руководств для конструкторов.

Информационное обеспечение. Основу информационного обеспечения составляют база данных о результатах эксплуатации техники, паспорта надежности РН, ежегодные отчеты и ежеквартальные справки о надежности и техническом состоянии РКТ.

7.1.5. РЕЗУЛЬТАТИВНОСТЬ ОТРАСЛЕВОЙ СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ НАДЕЖНОСТИ

В 1975 г. с утверждением Положения о порядке создания и серийного производства ракетных и космических комплексов было завершено создание *системы обеспечения надежности РКТ*. Функционирование этой системы регламентировано более чем 300 норматив-

но-техническими документами. Она включает в себя следующие подсистемы:

- методического обеспечения;
- информационного обеспечения;
- технологического обеспечения;
- экспериментального обеспечения;
- нормативного обеспечения;
- организации и управления.

ЦНИИмаш играл главную роль как при формировании системы, так и в процессе ее функционирования на всех стадиях создания РКТ.

Работы по обеспечению надежности РКТ проводятся всей кооперацией КБ и заводов, полигонов и эксплуатирующих организаций на всех стадиях жизненного цикла изделий.

Успешное исполнение ЦНИИмаш главной роли в системе достигается тем, что в этой работе наряду с подразделениями, занимающимися обеспечением надежности и качества, экспериментальной отработкой изделий, принимают участие подразделения и испытательные центры исследования прочности, динамики, аэродинамики, тепловых процессов, систем управления, двигательных установок.

Проработка проектов ведется ими совместно с идеологическими подразделениями, оценивающими перспективность и техническое существо проектных решений.

Одним из основных достижений Федерального космического агентства за последние годы является сохранение сформированной и апробированной в ракетно-космической отрасли *системы обеспечения надежности*, подтвердившей свою эффективность.

За период 1993–1997 гг. ЦНИИ машиностроения совместно с НПО «Техномаш» и организациями Минобороны РФ уточнены и дополнены требования Положения РК-98 по вопросам:

- расширения требований к комплексам научного, социально-экономического и коммерческого назначения;
- введения порядка лицензирования, сертификации и страхования космической деятельности;
- ужесточения требований к экологической безопасности и охране окружающей среды;
- конкретизации требований к порядку проведения экспертизы документации на всех этапах создания изделий РКТ;
- введения порядка приема в эксплуатацию и эксплуатации ракетно-космических комплексов, в том числе двойного назначения.

К настоящему времени создана и введена в действие федеральная система сертификации космической техники (ФССКТ) научного и народно-хозяйственного назначения, являющаяся преемницей системы научно-технической экспертизы, ее развитием применительно к рыночным отношениям [12].

Система сертификации предназначена для оценки и контроля качества, надежности и безопасности космической техники с использованием механизма независимой научно-технической экспертизы.

Сокращение объемов летных испытаний

Реализация концепции обеспечения надежности позволила:

- поднять уровень надежности РН к началу ЛИ с 0,3 до 0,8...0,9;
- сократить потери изделий на этапе ЛИ и сроки их проведения;
- сократить затраты на создание ракетно-космических комплексов;
- обеспечить выполнение уникальных проектов освоения космического пространства.

Снижение аварийности РН

Система обеспечения надежности изделий РКТ до последнего времени позволяла нашей стране успешно конкурировать с зарубежными странами по стоимости и надежности выведения в космос эквивалентных полезных нагрузок. При сравнении уровней вероятности аварийного исхода запуска отечественные РН в 1,5–2 раза выигрывают у лучших зарубежных аналогов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Надежность** и эффективность в технике: справочник / под ред. В.С. Авдеевского и др. М.: Машиностроение, 1986. Т. 1. 224 с.
2. **Плетнев И.Л., Рембеза А.И., Соколов Ю.А., Чалый-Прилуцкий В.А.** Эффективность и надежность сложных систем. М.: Машиностроение, 1977. 216 с.
3. **Надежность** и эффективность в технике: справочник / под ред. В.С. Авдеевского и др. М.: Машиностроение, 1988. Т. 5. 316 с.
4. **Рембеза А.И., Соколов Ю.А., Чалый-Прилуцкий В.А.** Становление и развитие направления «Надежность ракетно-космической техники» / Качество космической техники (специальный совместный выпуск журнала КНЕС и РКА). 1994. № 25.

5. **Пампура В.И.** Структурная информационная теория надежности систем. Киев: Наук. думка, 1992. 328 с.

6. **Управление** риском космических программ и проектов / в кн. Новые наукоемкие технологии в технике; под общ. ред. В.В. Алавердова. М.: Машиностроение, 1995. 270 с.

7. **Грибанов В.Ф., Рембеза А.И., Голиков И.А. и др.** Методы отработки научных и народно-хозяйственных ракетно-космических комплексов / под общ. ред. В.Ф. Грибанова. М.: Машиностроение, 1995. 352 с.

8. **Переверзев Е.С.** Модели накопления повреждений в задачах долговечности. Киев: Наук. думка, 1995. 358 с.

9. **Алавердов В.В., Алешин В.В., Бодин Б.В. и др.** Порядок и участники формирования и реализации космической программы // Космонавтика и ракетостроение. 1996. Вып. 7. С. 11–14.

10. **Алешин В.В., Бодин Б.В., Жулин Н.Т. и др.** Этапы создания средств ракетно-космической техники и требования к процедурам обеспечения ее качества // Космонавтика и ракетостроение. 1996. Вып. 7. С. 15–20.

11. **Алешин В.В., Бодин Б.В., Жулин Н.Т. и др.** Система обеспечения качества продукции. Программы обеспечения ее надежности и безопасности. Планы отработки средств ракетно-космической техники // Космонавтика и ракетостроение. 1996. Вып. 7. С. 21–24.

12. **Горяченков А.Т., Грибанов В.Ф., Никуличев В.И., Поляков В.А.** Сертификация космической техники научного и народно-хозяйственного назначения // Космонавтика и ракетостроение. 1996. Вып. 7. С. 25–32.

13. **Анфимов Н.А., Будылов Ю.Г., Кравченко Г.Н. и др.** Увеличение ресурса космических аппаратов: пути достижения цели // Космонавтика и ракетостроение. 1996. Вып. 7. С. 58–65.

14. **Петров В.И.** Некоторые вопросы проектирования и отработки жидкостных ракетных двигательных установок ракет-носителей с точки зрения обеспечения сохранности стартового комплекса // Космонавтика и ракетостроение. 1996. Вып. 7. С. 76–84.

15. **Соколов Ю.А.** Надежность ракетно-космической техники. Задачи. Проблемы. Основные результаты их исследования: обзор. М.: ЦНТИ ПОИСК, 1997.

16. **Чалый-Прилуцкий В.А.** Методы анализа риска в космической деятельности и управления им: обзор. М.: ЦНТИ ПОИСК, 1997.

17. Соколов Ю.А. Особенности исследования надежности изделий РКТ / Т. IV-3. Надежность машин; отв. ред. академик К.С. Колесников / Энциклопедия «Машиностроение». М.: Машиностроение, 1998.

Глава 7.2

НАЗЕМНЫЕ ИСПЫТАНИЯ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

7.2.1. ЗАДАЧИ НАЗЕМНЫХ ИСПЫТАНИЙ

Основной задачей наземных испытаний изделий РКТ является проверка в наземных условиях реальных технических характеристик бортовых систем (БС) и программного обеспечения (ПО) бортового вычислительного комплекса (БВК) на соответствие требованиям, заданным в рабочей документации главного конструктора, и приведение изделий в состояние готовности к пуску, выполнению заданной программы летно-конструкторских испытаний (ЛКИ) и обеспечению целевого использования.

Наземные испытания опытных изделий РКТ начинаются после завершения автономной отработки (лабораторно-отработочные, конструкторско-доводочные и приемосдаточные испытания) отдельных узлов, агрегатов и БС, автономной отладки алгоритмов ПО БВК на наземных отладочных комплексах и окончания общей сборки изделия и включают следующие этапы:

отработочные испытания на заводе-изготовителе и специализированных испытательных базах;

контрольные испытания на заводе-изготовителе и на космодроме запуска.

Отработочные испытания

Отработочные испытания изделий проводятся в целях:

отработки и проверки правильности принятых технических решений;

уточнения технической документации;

проверки соответствия тактико-технических характеристик изделия требованиям технических заданий.

Отработочные испытания в общем случае предусматривают:

макетно-конструкторские испытания;

испытания антенного изделия;

динамические (статические) испытания;

акустические испытания;

термовакuumные испытания;

электрорадиотехнические испытания;

наземно-технологические испытания;

испытания на транспортабельность;

специальные испытания.

В ходе *макетно-конструкторских испытаний* проводятся объемное макетирование изделий, отработка монтажа БС и агрегатов, эталонирование бортовой кабельной сети (БКС) и пневмогидрокоммуникаций, проверка технологичности изготовления материальной части и проведения монтажно-сборочных работ, проверка массово-центровочных характеристик изделия (рис. 7.2.1).

Макетно-конструкторские испытания предусматривают решение задач:

определения или уточнения основных базовых и конструктивных размеров;

определения взаимного положения элементов конструкции;

оценки зазоров между сопрягаемыми элементами конструкции (изделиями);

определения конфигурации и длин элементов БКС и мест их закрепления;

оценки возможности обеспечения заданной точности, установки и юстировки бортовой аппаратуры (БА);

определения конфигурации и размеров трубопроводов пневмогидросистем;

определения конфигурации и размеров тепловых экранов;

определения зон обзора оптических датчиков;

определения зон раскрытия подвижных элементов конструкции;

проверки удобства работ с разъёмными соединениями и ремонтпригодности изделия;



Рис. 7.2.1. Натурная модель проектно-конструкторского макета автоматического КА системы спутниковой связи

проверки правильности конструктивного исполнения посадочных мест элементов конструкции;

оценки габаритно-массовых характеристик изделия.

Дополнительно на этапе макетно-конструкторского макетирования производится оценка выполнения требований технической эстетики, а также эргономическая оценка конструктивного исполнения изделий, проводимые в том числе летными экипажами в обеспечение реализации последующей внутри- и внешнекорабельной деятельности в процессе летных испытаний (ЛИ).

Макетно-конструкторские испытания проводятся, как правило, на базе сборочного производства завода-изготовителя с использованием необходимого механотехнологического оборудования и оснастки (юстировочного оборудования, оборудования для взвешивания и балансировки изделий, шаблонов, плазов, габаритно-массовых имитаторов и т.п.).

Испытания антенного изделия проводятся в целях комплексной отработки электрорадиотехнических характеристик антенн и антенно-фидерных устройств (АФУ).

В ходе испытаний антенного изделия решаются задачи:

определения электрорадиотехнических характеристик антенн и АФУ;

определения параметров диаграмм направленности антенн;

определения уровней взаимосвязи между высокочастотными каналами различных АФУ; оценки влияния конфигураций (обводов) и материалов конструкции на радиотехнические характеристики антенн;

проверки АФУ на электрическую прочность и стойкость в вакууме.

Особенностью данного вида испытаний является необходимость создания специализированных испытательных сооружений, исключающих за счет использования специальных материалов отражение радиосигналов («безэховость») и обеспечивающих имитацию эксплуатационной среды и максимальное приближение физических процессов распространения радиоволн внутри сооружения к условиям космического пространства при функционировании радиосистем по открытому каналу излучения.

В ходе **динамических (статических) испытаний** проводится отработка прочности конструкции изделия при воздействии динамических нагрузок и определение динамических характеристик изделия (рис. 7.2.2).

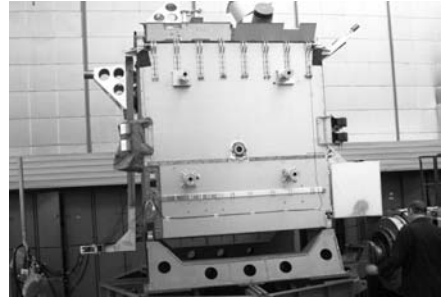


Рис. 7.2.2. Натурная модель динамического макета автоматического КА системы спутниковой связи

Динамические (статические) испытания предусматривают решение задач:

определения коэффициентов вибропередач к узлам крепления элементов конструкции;

определения собственных частот вибрации отдельных элементов конструкции и изделия в целом;

оценки жесткости и деформации конструкции изделия и определения жесткостных характеристик конструкции;

экспериментального подтверждения прочности конструкции и проверки методов расчета конструкции на прочность;

определения разрушающих нагрузок и фактических запасов прочности;

исследования и определения напряженно-деформированного состояния конструкции силовых и несущих элементов.

В отдельных случаях в рамках проведения динамических испытаний решаются также задачи транспортировочных испытаний при имитации условий нагружения при транспортировании.

По завершении динамических испытаний проводится контроль целостности конструкции и сохранения характеристик изделия после воздействия динамических нагрузок (проверка работоспособности кинематических узлов после воздействия нагрузок, контроль геометрических и юстировочных характеристик элементов конструкции, сохранения герметичности пневмогидромагистралей, оценка работоспособности БС и агрегатов при наличии в составе объекта испытаний электрически действующих систем).

Динамические испытания проводятся с использованием специальных испытательных стендов (экспериментальных установок), обес-

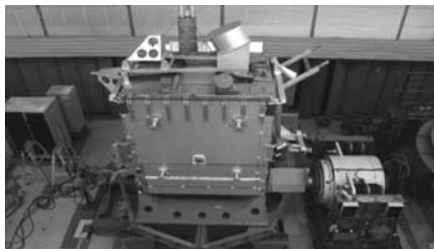


Рис. 7.2.3. Натурная модель динамического макета автоматического КА системы спутниковой связи на вибродинамическом стенде

печаивающих требуемое конструктивное исполнение и реализацию различных видов расчетных случаев динамических нагружений и перегрузок изделия (рис. 7.2.3).

Акустические испытания проводятся в целях подтверждения качества сборки и стойкости БА изделий к воздействию акустического давления на активном участке выведения на орбиту.

Акустические испытания предусматривают проведение контрольных проверок БА до и в процессе акустических нагружений в конфигурации функционирования на участке выведения с контролем функционирования БА средствами наземного испытательного оборудования (НИО).

По завершении акустических испытаний проводится контроль целостности элементов конструкции и сохранения характеристик изделия, критичных к воздействию факторов акустического нагружения (проверка состояния БА, контроль юстировочных характеристик базовых осей и элементов конструкции изделия).

Акустические испытания проводятся с использованием специальных реверберационных камер и оборудования, обеспечивающих требуемые условия акустического нагружения изделий (рис. 7.2.4).

Термовакуумные испытания изделий проводятся в целях уточнения тепловых режимов, отработки системы терморегулирования (СТР), определения характеристик гидравлических замкнутых тепловых контуров и при необходимости отработки герметичности БС и агрегатов (рис. 7.2.5).

В ходе термовакуумных испытаний решаются задачи:

определения температурных полей по элементам конструкции и масс приборов, на-



Рис. 7.2.4. Натурная модель динамического макета автоматического КА дистанционного зондирования Земли в акустической камере

ходящихся в герметичных отсеках и вне герметичных отсеков;

определения хладо- и теплопроизводительности СТР;

проверки работоспособности БС и агрегатов в условиях реальной эксплуатации;

определения гидравлических сопротивлений приборных контейнеров и магистралей теплоносителя, радиационных теплообменников;

определения расходных характеристик рабочих тел.

По завершении термовакуумных испытаний проводится контроль целостности конструкции и сохранения юстировочных характеристик датчиковой аппаратуры изделия.



Рис. 7.2.5. Термовакуумная установка для проведения термовакуумных и температурных испытаний изделий РКТ

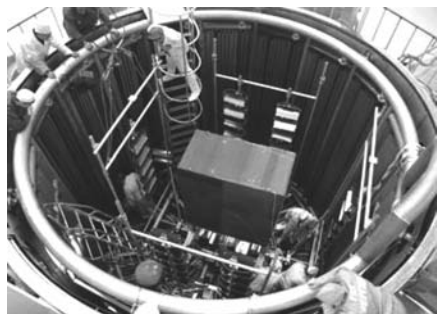


Рис. 7.2.6. Макет автоматического КА дистанционного зондирования Земли в термобарокамере

Особенностью данного вида испытаний является необходимость создания специализированных термобарокамер, обеспечивающих вакуумную среду и имитацию физических процессов теплового нагружения внутри термобарокамеры, аналогичных существующим в условиях космического пространства при функционировании бортовых систем и агрегатов изделия в соответствии с программой ЛКИ (рис. 7.2.6).

Электрорадиотехнические испытания с точки зрения проводимого объема обработки являются основным этапом отработочных испытаний и предусматривают реализацию комплексной электрической обработки изделия.

Основными задачами электрорадиотехнических испытаний являются:

- проведение автономных и комплексных электрических испытаний изделия в полетной конфигурации БС и агрегатов;

- оценка качества функционирования БА в составе изделия;

- оценка взаимодействия и взаимовлияния БА изделия при комплексном функционировании;

- отработка логики работы бортового комплекса управления (БКУ), включая прогнозируемые нештатные (аварийные) ситуации;

- проверка эффективности мероприятий по обеспечению электромагнитной совместимости (ЭМС) БА изделия;

- отработка сопряжения БС изделия и наземного испытательного и технологического оборудования, контрольно-измерительной аппаратуры (КИА), используемых при сборке и испытаниях изделия на заводе-изготовителе, техническом (ТК) и стартовом (СК) комплексах;

- отработка ПО БКУ и НИО;



Рис. 7.2.7. Автоматический КА дистанционного зондирования Земли на рабочем месте электрорадиотехнических испытаний

проведение комплексных испытаний по программе, имитирующей полетную, с регистрацией результатов испытаний через служебные БС с помощью средств управления и контроля из состава НИО;

- обучение и отработка действий обслуживающего технического персонала;

- отработка рабочей и эксплуатационной документации для испытаний изделия.

Электрорадиотехнические испытания проводятся на базе контрольно-испытательной станции (КИС) завода-изготовителя с использованием необходимого наземного испытательного и механо-технологического оборудования (рис. 7.2.7).

Наземно-технологические испытания проводятся в целях обработки комплекса наземного технологического оборудования (НТО), технологических циклов проведения заправочных работ и стыкуемости изделий.

Наземно-технологические испытания предусматривают решение задач:

- проведения примерочно-стыковочных испытаний изделия с НТО;

- оценки готовности НТО к испытаниям опытных изделий;

- обучения и отработки действий обслуживающего технического персонала;

- оценки отработанности технологических циклов заправки изделия компонентами топлива и сжатыми газами.

Испытания на транспортабельность проводятся в целях проверки сохраняемости технических характеристик конструкции изделия и отработки транспортировочных средств при воздействии реальных условий транспортирования.

Основными задачами испытаний на транспортабельность являются:

проверка прочности конструкции изделия при транспортировании различными видами транспортных средств;

отработка транспортировочных средств (герметичность, пылевлагозащищенность, прочность узлов крепления).

По завершении испытаний на транспортабельность проводятся контроль целостности конструкции и сохранения характеристик изделия после воздействия транспортировочных нагрузок (проверка работоспособности механических устройств, контроль геометрических и юстировочных характеристик элементов конструкции, сохранения герметичности пневмогидромагистралей, оценка работоспособности БС и агрегатов по электрорадиотехническим характеристикам) и проверка конструкции транспортировочных средств.

Испытания изделий на транспортабельность проводятся на различных транспортных средствах (автомобильных, авиационных, железнодорожных и т.д.) и на расстояниях, определенных требованиями тактико-технических заданий на изделия.

Дополнительно в рамках комплексной программы экспериментальной отработки изделий могут проводиться различные виды *специальных испытаний*.

К таким испытаниям относятся:

светотехнические испытания, проводимые в целях отработки светотехнических характеристик изделия в условиях, максимально приближенных к эксплуатационным;

испытания с системой ориентации и стабилизации, включающие отработку логики функционирования и электрических характеристик каналов БА и правильности фазировок датчиковой аппаратуры и исполнительных органов изделия, обеспечивающих функционирование в различных режимах ориентации и стабилизации;

отработка характеристик динамической схемы упругой конструкции в контуре ориентации и стабилизации, предусматривающая определение форм и частот свободных колебаний упругой конструкции в плоскостях стабилизации;

испытания на сохраняемость, подтверждающие требуемые сроки сохраняемости изделия, устанавливаемые тактико-техническим заданием на разработку изделия, в части оценки достаточности объемов и периодичности регламентных работ, уточнения состава запасных инструментов и принадлежностей (ЗИП) и условий хранения изделия;

испытания на работоспособность, предусматривающие проведение ресурсных и превышающих назначенный ресурс (гарантийную наработку) испытаний изделия в условиях, имитирующих эксплуатационные, и уточняющие показатели надежности отдельных бортовых систем и агрегатов и изделия в целом.

Объем проводимых из числа перечисленных выше видов отработочных испытаний и состав применяемых для их проведения объектов испытаний зависят от условий применения и назначения летного изделия, проектируемых средств испытаний и определяются комплексной программой экспериментальной отработки конкретного изделия.

Отработочные испытания (их отдельные виды) могут проводиться как на опытном образце летного изделия, так и с использованием специализированных макетов (аналогов) летных изделий (габаритно-массовых, конструкторско-технологических и т.д.), обеспечивающих конструктивным и функциональным исполнением решение задач испытаний.

В целях оптимизации технико-экономических показателей изделий РКТ на практике по решению главного конструктора допускается использование одного базового макета (аналога) летного изделия для решения задач нескольких видов отработочных испытаний с проведением необходимых конструктивных доработок материальной части макета под специфику проводимого вида испытаний.

Комплектация объектов испытаний (опытных изделий, макетов) для проведения отработочных испытаний устанавливается рабочей конструкторской документацией главного конструктора изделия.

Для проведения отработочных испытаний опытные изделия комплектуются готовыми комплектующими изделиями, принятыми отделом технического контроля (ОТК) и представителем заказчика на заводе-изготовителе.

В отдельных случаях по решению главного конструктора и по согласованию с представителем заказчика допускается комплектация изделий габаритными макетами, имитаторами и эквивалентами комплектующих, поставляемыми предприятиями-изготовителями.

Завершающим этапом отработочных испытаний являются коррекция рабочей конструкторской документации и подтверждение готовности опытного изделия к проведению контрольных испытаний.

В целях сопровождения летных испытаний изделий (орбитальных комплексов), предназначенных для долговременного функционирования в условиях космического пространства, а также изделий, находящихся в серийной эксплуатации, создаются постоянно действующие стенды, обеспечивающие решение задач:

отработки заменяемых в процессе летной эксплуатации версий ПО БВК;

отработки режимов работы БС и БКУ при имитации программы ЛКИ;

проведения совместных испытаний с вновь создаваемыми и кооперируемыми в процессе ЛИ изделиями из состава орбитальных комплексов;

отработки доставляемых на долговременное функционирующие орбитальные комплексы в процессе их летной эксплуатации оборудования и научной аппаратуры;

проверки эффективности доработок материальной части по результатам предшествующих испытаний;

отработки программ летных испытаний и документации по управлению летными испытаниями;

оперативного моделирования возникающих на летном изделии нештатных (аварийных) ситуаций и выработки рекомендаций группам управления полетом и летным экипажам по их локализации;

проведения методической работы по обучению персонала из состава групп по управлению полетом и летных экипажей.

Контрольные испытания

Контрольные испытания изделий предусматривают проведение:

предварительных испытаний, целями которых являются оценка соответствия опытного образца изделия требованиям тактико-технического задания и определение готовности изделия к проведению межведомственных испытаний;

приемочных испытаний, целями которых являются подтверждение соответствия опытного образца изделия требованиям тактико-технического задания и принятие решения о постановке изделия на серийное производство.

Предварительные испытания включают: испытания на КИС с ОТК;

испытания на КИС с представителем заказчика;

испытания на ТК и СК космодрома запуска.

Приемочные испытания включают:

межведомственные испытания;
государственные (летные) испытания.

Испытания на КИС с ОТК проводятся в целях:

контроля соответствия технических характеристик изделия рабочей документации главного конструктора;

предварительной оценки соответствия основных характеристик изделия требованиям тактико-технического задания;

проверки полноты и степени отработанности рабочей и технологической документации на изделие;

определения возможности предъявления изделия на испытания на КИС с представителем заказчика.

Испытания на КИС с представителем заказчика проводятся в целях:

контроля соответствия технических характеристик изделия рабочей документации главного конструктора;

предварительной оценки соответствия основных характеристик изделия требованиям тактико-технического задания;

проверки полноты и степени отработанности рабочей и технологической документации на изделие;

определения технической готовности изделия к ЛКИ.

К испытаниям на КИС с представителем заказчика допускаются комплектующие изделия, изготовленные (доработанные) по рабочей конструкторской документации с литерой «О» и принятые ОТК и представителями заказчика на заводе-изготовителе.

Испытания на КИС с ОТК и представителем заказчика проводятся, как правило, в объеме электрорадиотехнических испытаний, подтверждающих основные технические характеристики и работоспособность изделия при комплексном функционировании БС.

В случае проведения в процессе испытаний сложных и трудоемких проверок допускается совмещение испытаний на КИС с ОТК с испытаниями на КИС с представителем заказчика, обосновываемое в программе комплексной экспериментальной отработки изделия.

По окончании испытаний на заводе-изготовителе изделие проходит заключительные операции, включающие контроль герметичности корпусных отсеков и пневмогидросистем, консервацию БС и агрегатов, укладывается в

транспортировочный агрегат и транспортируется на космодром запуска.

Заключительным этапом испытаний на заводе-изготовителе является формирование итогового отчета о готовности изделия к летным испытаниям, включающего заключения о соответствии материальной части изделия рабочей документации главного конструктора и готовности эксплуатационной документации к проведению подготовки изделия на ТК и СК.

Испытания на ТК и СК проводятся в целях:

контроля и подтверждения соответствия изделия рабочей документации главного конструктора и требованиям тактико-технического задания после транспортирования изделия на космодром запуска (или хранения);

подготовки и контроля готовности изделия к запуску и выполнению заданной программы ЛКИ.

Испытания изделий на космодроме запуска проводятся автономно на различных технических позициях наземной инфраструктуры ТК и в составе ракеты космического назначения (РКН) на СК (рис. 7.2.8).

Автономная подготовка составных частей РКН проводится на базе технических позиций испытаний КА и разгонных блоков РБ, сборки и испытаний космических головных частей (КГЧ) и ракет-носителей (РН).

Типовой процесс автономной подготовки КА и РБ на ТК в общем случае предусматривает проведение:

- электрических испытаний;
- пневмовакуумных испытаний;
- заправки БС и агрегатов рабочими телами;



Рис. 7.2.8. Монтажно-испытательный корпус технической позиции подготовки изделий РКТ на космодроме запуска

заправки двигательной установки (ДУ) КА (РБ) сжатыми газами и компонентами ракетных топлив;

заключительных операций.

Методика проведения электрических испытаний на ТК в основном аналогична рассмотренной выше методике электрорадиотехнических испытаний на заводе-изготовителе.

Объем электрических испытаний определяется результатами проведения предыдущих этапов наземной подготовки комплектующих и изделия в целом и подтверждения надежности БС и агрегатов в части объема проверок по глубине резервирования.

Пневмовакуумные испытания проводятся в целях подтверждения определяемых рабочей конструкторскими документацией требований по герметичности изделия и отдельных БС и агрегатов после транспортирования на космодром запуска и проведения электрических испытаний.

Заправка пневмогидромагистралей изделия рабочими телами проводится в целях приведения БС и агрегатов изделия (СТР, системы жизнеобеспечения, приборных контейнеров и отсеков) в состояние готовности к функционированию в соответствии с заданной программой полета.

Подготовка изделия на заправочной станции предусматривает заправку топливных емкостей и магистралей ДУ изделия расчетными дозами компонентов ракетного топлива, необходимыми для обеспечения функционирования изделия в соответствии с программой ЛКИ, и заправку вытеснительных емкостей сжатыми газами.

Заключительные операции проводятся в целях приведения изделий в готовность и контроля готовности к сборке КГЧ (демонтаж бортового технологического оборудования, приведение БС и элементов конструкции изделия в полетную конфигурацию).

При подготовке транспортных пилотируемых или грузовых космических кораблей на этапе заключительных операций проводятся примерки индивидуального снаряжения и тренировки членов экипажей или укладка доставляемых оборудования и грузов.

Технология автономной подготовки РН предусматривает:

- механическую и электрическую сборку ступеней (блоков) РН;
- проверку электропневмоавтоматики пневмогидромагистралей ступеней РН;

проверку транзитных электрических цепей питания, контроля и управления ступеней (блоков) РН;

электрические испытания БС РН;

испытания БС и агрегатов РН на герметичность;

комплексные испытания системы управления РН;

ключительные операции по приведению элементов конструкции РН в полетную конфигурацию.

По завершении автономной подготовки КА, РБ и РН производится сборка КГЧ на ТК КГЧ и РКН на ТК РКН (рис. 7.2.9).

Технология сборки КГЧ предусматривает: механическую сборку составных частей КГЧ (КА, РБ (при наличии РБ в составе КГЧ), механических средств адаптации и разделения составных частей КГЧ, головного обтекателя);

стыковку разъемных соединений транзитных электрических цепей питания, контроля и управления составных частей КГЧ;

проверку транзитных электрических цепей после стыковки разъемных соединений.

Технология сборки РКН предусматривает (рис. 7.2.10):

механическую сборку КГЧ с РН;

стыковку разъемных соединений транзитных электрических цепей питания, контроля и управления КГЧ и РН;

стыковку разъемных соединений транзитных пневмогидромагистралей между КГЧ и РН;

проверку транзитных электрических цепей после стыковки разъемных соединений;

проверку герметичности стыков соединительных транзитных пневмогидромагистралей между КГЧ и РН.



Рис. 7.2.9. Подготовка автоматического КА и РБ к сборке КГЧ на рабочем месте ТК КГЧ



Рис. 7.2.10. Сборка РКН на рабочем месте ТК РКН

После окончания сборки и проверок на ТК РКН транспортируется на СК.

Программа и методика подготовки РКН на СК определяется в основном особенностями подготовки используемого типа РН (рис. 7.2.11).

В общем случае технология подготовки РКН на СК предусматривает:

установку РКН в стартовую систему, подключение к РКН электропневмогидрокоммуникаций наземных систем СК;

проверки связей наземных систем СК с РКН;

контроль исходного состояния БС РН, РБ, КА;

запись параметров состояния БС по данным телеметрических измерений;

контрольный набор стартовой готовности РКН;

подзаряд бортовых блоков питания;

заправку РН (РБ) компонентами ракетного топлива и сжатыми газами;

посадку членов экипажа или доукладку доставляемых оборудования и грузов и про-



Рис. 7.2.11. Подготовка РКН на СК



Рис. 7.2.12. Пуск РКН

верку герметичности посадочных (загрузочных) люков (при подготовке к запуску транспортных пилотируемых или грузовых космических кораблей);

набор стартовой готовности РКН к пуску (ввод полетного задания);

запуск двигателей и пуск РКН (рис. 7.2.12).

Для изделий, получивших подтверждение требуемых технических и эксплуатационных характеристик посредством проведения рассмотренных выше транспортировочных испытаний, подготовка на ТК строится по сокращенному циклу и предусматривает в основном проведение операций, связанных с подготовкой к пуску и выполнению заданной программы ЛКИ в объеме:

заправки БС и агрегатов рабочими телами;

заправки ДУ сжатыми газами и компонентами ракетного топлива;

проверки образуемых в процессе сборки КГЧ и РКН связей;

подготовки к пуску на СК.

Завершающим этапом наземных испытаний транспортных пилотируемых кораблей является послеполетная обработка телеметрической информации, регистрируемой бортовыми средствами записи информации на участках схода спускаемого аппарата с орбиты и баллистического спуска в плотных слоях атмосферы до приземления, проводимая после эвакуации экипажа, и проверка сохранения свойств герметичности спускаемого аппарата после посадки, проводимая на заводе-изготовителе.

Целью *межведомственных испытаний* изделий РКТ является проверка их технической готовности для проведения испытаний в составе космического (ракетно-космического) комплекса в соответствии с программой летных испытаний.

На этапе *государственных (летных) испытаний* проводятся всесторонняя проверка и подтверждение эксплуатационных характеристик изделия в реальных условиях летного функционирования и принимается решение о принятии изделия (комплекса) в эксплуатацию или постановке на серийное производство.

Особенности наземных испытаний серийных изделий РКТ

К серийным относятся изделия РКТ, прошедшие государственные (летные) испытания и поставленные на серийное производство.

В отличие от рассмотренного выше порядка проведения испытаний опытных образцов основной задачей наземных испытаний серийных изделий на заводе-изготовителе являются контроль качества изготовления и приемка готовой продукции в соответствии с требованиями технических условий (ТУ).

Контроль качества и приемка изделий предусматривают:

контроль технологических операций изготовления и испытаний изделия;

контроль соответствия качества комплектующих изделий требованиям действующей нормативно-технической документации;

проведение предъявительских испытаний и приемки изделий ОТК завода-изготовителя;

проведение приемосдаточных испытаний и приемки изделия, предназначенного для поставки в эксплуатирующую организацию (передачи заказчику);

проведение периодических испытаний изделий;

регистрацию результатов контроля, испытаний и приемки и оформление представителями завода-изготовителя и заказчика документации, свидетельствующей о соответствии принятого изделия установленным требованиям ТУ.

Контроль качества и приемку изделия представитель заказчика проводит в присутствии сотрудников ОТК силами и средствами завода-изготовителя в объемах и последовательности, установленных требованиями ТУ на изделие.

Периодические испытания изделий проводятся в целях:

периодического контроля качества изготовления;

контроля стабильности и качества технологических процессов изготовления и испытаний в период между предшествующими и очередными испытаниями;

подтверждения возможности дальнейшего производства по действующей рабочей конструкторской, технологической и нормативно-технической документации.

Периодические испытания проводятся, как правило, на базе завода-изготовителя и под контролем представителя заказчика при заводе-изготовителе.

Каждая из приведенных категорий испытаний по составу может включать отдельные виды испытаний (механические, электрические и др.) и контроля (визуальный, измерительный и т.д.), которые проводятся в один или несколько этапов.

Виды испытаний и контроля, последовательность их проведения, состав контролируемых параметров и нормы на них устанавливаются требованиями ТУ на изделие.

Совокупность рассмотренных категорий испытаний обеспечивает достоверную проверку всех установленных в ТУ на изделие требований, подлежащих контролю.

7.2.2. МЕТОДЫ НАЗЕМНЫХ ИСПЫТАНИЙ

Методы наземных испытаний изделий РКТ определяются и разрабатываются исходя из обеспечения:

подтверждения и контроля соответствия технических характеристик БС и ПО БВК изделий на соответствие требованиям рабочей конструкторской документации главного конструктора;

оптимального распределения объемов сборочных и испытательных операций между отдельными этапами подготовки и испытаний;

обеспечения качественного и безопасного проведения испытаний.

Основными видами наземных испытаний с точки зрения их объема и продолжительности при подготовке изделий РКТ к проведению ЛКИ являются электрические и пневмовакуумные испытания.

Методика *электрических испытаний* изделий предусматривает предварительную автономную отработку БС изделия и алгоритмов контроля и управления БС и БКУ на лабораторной базе и отладочных комплексах.

Электрические испытания изделий предусматривают последовательное проведение: защитных операций; проверочных включений; комплексных испытаний.

Защитные операции проводятся в целях обеспечения безопасного проведения последующих видов испытаний, связанных с подачей электропитания на БС изделия, проверок вновь образуемых электрических связей после монтажа или замены отдельных приборов (агрегатов) и включают:

контроль разобщенности шин электропитания с корпусом изделия и между собой;

контроль целостности и разобщенности электрических цепей изделия;

контроль целостности электрических цепей пиросредств;

контроль исходного состояния коммутирующих устройств БС изделия;

осциллографирование пусковых и установившихся токов.

Объем защитных операций определяется составом контролируемых электрических цепей БС изделия и связан с реализацией технологических трактов контроля и управления на проводимом этапе электрических испытаний.

Проверочные включения проводятся в целях подтверждения работоспособности БС в схеме электропитания, управления и контроля в составе изделия и включают:

проверку функционирования БС в предусмотренных рабочей конструкторской документацией режимах работы и при прогнозируемых (расчетных) нештатных или аварийных ситуациях;

проверку системных средств функционального резервирования БС изделия;

проверку элементов схемного резервирования межсистемных электрических связей;

проверку командно-сигнального обмена между БС изделия;

проверку алгоритмов управления и контроля БС;

проверку системных средств контроля и диагностики БА изделия, включая функционирование телеметрических параметров;

проверку полярности сигналов датчиковой аппаратуры БС изделия;

проверку полярности управляющих воздействий на исполнительные органы изделия;

проверку функционирования подвижных элементов конструкции изделия в установленном

ных рабочей конструкторской документацией зонах.

Объем проверочных включений БС в составе изделия определяется исходя из условий завершения программы автономных испытаний БС и агрегатов до передачи собранного изделия на электрические испытания.

Комплексные испытания проводятся в целях проверки функционирования изделия в соответствии с программой полета или отдельными полетными участками, предусмотренными программой ЛИ, при управлении и контроле работы БС средствами ПО БКУ и включают:

проверку функционирования БС в соответствии с программой (участками программы) ЛИ, определяемой технологическим полетным заданием;

подтверждение работоспособности БС в условиях взаимовлияния и реальной помеховой обстановки;

проверку сопряжения ПО БВК с реальной аппаратурой БС изделия в полном объеме командно-сигнального обмена, включая имитацию расчетных нештатных (аварийных) ситуаций;

проверку типовых полетных операций, входящих в возможные реализации программы полета;

проверку алгоритмов управления БС в объеме, обеспечивающем выполнение требования полного командно-сигнального обмена с реальной БА изделия;

проверку контуров системы управления движением по программе сквозной проверки полярностей трактов «датчиковая аппаратура — исполнительные органы»;

проверку программных средств встроенного тестового контроля БС изделия.

Проверка алгоритмов управления БВК, не реализуемых в условиях наземных испытаний, осуществляется, как правило, имитацией их технологическими признаками и «обходом» нереализуемых фрагментов ПО БВК.

Электрические испытания реализуются в комплексной схеме, обеспечивающей управление и контроль функционирования БС изделия.

Комплексная схема испытаний представляет собой совокупность средств, включающих изделие, НИО, источники электроснабжения, технологическую бортовую кабельную сеть (ТБКС), наземную кабельную сеть (НКС) и средства наземного контура управления (НКУ) полетом.

Состав наземных средств управления и контроля, привлекаемых для решения задач электрических испытаний, зависит от этапа и вида испытаний.

Процесс электрических испытаний изделий, имеющих в своем составе бортовые цифровые вычислительные системы, реализуется автоматизированными наземными испытательными комплексами, включающими НИО и контрольно-измерительную аппаратуру, построенную на базе современных программно-аппаратных средств и информационно-вычислительных комплексов.

Автоматизация электрических испытаний изделия обеспечивается специальными программами испытаний, реализующими алгоритмы процессов и оценки результатов электрических испытаний и размещаемыми на программно-аппаратных средствах автоматизированного наземного испытательного комплекса.

Совокупность программно-аппаратных средств автоматизированного наземного испытательного комплекса и программ испытаний обеспечивает возможность практически полной реализации программы электрических испытаний в автоматизированном режиме, оперативность проведения, обработки и контроля результатов испытаний, а также качество и безопасность процессов испытаний.

Структурно программы испытаний подразделяются на функционально законченные программы проверок отдельных БС и программы проверок комплексного функционирования изделия на отдельных участках программы полета и объединяются в разделы программ отдельных этапов испытаний (КИС, ТК, СК и т.д.).

Отдельные программы испытаний являются общеприменимыми и используются на различных этапах электрических испытаний.

Совокупность программ испытаний для всех этапов реализует полный процесс электрических испытаний изделия.

Структура программ испытаний строится исходя из условия обеспечения равномерного расходования ресурса основных и резервных комплектов БА систем изделия на всех этапах испытаний.

Универсальность программ испытаний совместно с программными средствами наземного испытательного комплекса обеспечивает возможность проведения и автоматизации различных этапов и видов электрических испыта-

ний с использованием одних и тех же наземных средств комплексной схемы испытаний посредством соответствующей перенастройки программных средств.

Проверка функциональных трактов БС и агрегатов, отсутствующих в комплектации изделия на определенных этапах испытаний, обеспечивается аппаратно-программными средствами имитации из состава наземного испытательного комплекса.

Средства наземного испытательного комплекса и программы испытаний обеспечивают также возможность имитации параметров внешней среды или не реализуемых при испытаниях режимов работы БС изделия и других процессов.

Электрические испытания проводятся, как правило, без расстыковки электросоединителей бортовой кабельной сети и демонтажа приборов БС изделия.

В тех случаях когда методика отдельных специальных проверок требует выполнения расстыковки электросоединителей, проводятся проверки, подтверждающие функционирование восстановленных связей.

Методы формирования управляющих воздействий и контроля параметров функционирования БС изделий определяются информационной структурой средств управления и контроля и распределением их функций.

Защитные операции проводятся с использованием технологических трактов средств наземного испытательного комплекса.

Методика защитных операций предусматривает последовательное подключение электрических цепей изделия к измерительным средствам наземного испытательного комплекса и допусковый контроль активного сопротивления или постоянного напряжения в соответствии с программой проверок, предусмотренной программой испытаний.

Проверочные включения БС изделия предусматривают задействование тех элементов информационной структуры средств управления и контроля данного этапа испытаний, которые необходимы для выполнения установленной программы проверок соответствующей бортовой системы.

Методика проверочных включений основывается на последовательной передаче управляющих воздействий на проверяемую систему по штатным трактам управления через бортовую цифровую вычислительную систему, контроле параметров функционирования системы

с имитацией расчетных нештатных ситуаций технологическими средствами.

Программа испытаний может реализовываться средствами наземного испытательного комплекса или загружаться в бортовую цифровую вычислительную систему для последующего исполнения.

Комплексные испытания изделия, решая задачу проверки функционирования систем в соответствии с программой полета, предусматривают задействование всего комплекса средств управления и контроля, необходимого для обеспечения режимов работы бортовых систем на проверяемом участке программы полета.

Методика комплексных испытаний строится на реализации программы контроля и управления в соответствии с требованиями летного ПО БКУ и полетного задания.

В целях обеспечения ограничений требуемого теплового режима долговременно или постоянно работающих в процессе электрических испытаний БС изделия используются воздушные и жидкостные наземные средства обеспечения температурного режима (СТР).

Воздушные средства обеспечения температурного режима предусматривают принудительную вентиляцию БС изделия избыточным давлением воздуха посредством подведения к охлаждаемым элементам конструкции технологических продувочных магистралей.

Жидкостные средства обеспечения температурного режима предусматривают поддержание требуемого температурного режима БС изделия использованием бортовых магистралей теплоносителя из состава СТР изделия и обеспечением циркуляции теплоносителя наземными средствами.

Используемые средства НКУ позволяют проводить обработку отдельных участков программы полета и программно-аппаратных средств, применяемых при управлении полетом на этапе летной эксплуатации изделия.

При проведении данного этапа испытаний со стороны НКУ задействуются средства центра управления полетом (ЦУП) и наземных систем канала управления БС изделия.

Выдача управляющей информации, регистрация, обработка и контроль в процессе испытаний полного потока телеметрической информации (ТМИ) осуществляются на средствах ЦУП.

На средствах наземного испытательного комплекса проводятся регистрация, обработка и оценка информационных потоков ТМИ в

объеме, необходимом для контроля за состоянием БС изделия в процессе проведения совместных испытаний с НКУ с обеспечением совместности программно-аппаратных средств ЦУП и наземного испытательного комплекса в части обработки и контроля ТМИ.

Пневмовакуумные испытания БС и пневмогидромагистралей изделия в процессе наземных испытаний проводятся в целях выявления фактических негерметических характеристик негерметичности конструкции изделия и их соответствия требованиям рабочей конструкторской документации.

Объект испытаний считается герметичным, если зафиксированное в результате испытаний значение негерметичности меньше допустимой нормы негерметичности.

Контроль герметичности проходят отдельные узлы, агрегаты и собранные системы и отсеки изделия в целом.

Отдельные элементы пневмогидромагистралей проходят испытания несколько раз по мере агрегатной сборки систем.

Перед началом и после заправки БС изделия рабочими телами осуществляется контроль герметичности запорочных клапанов и других элементов пневмогидромагистралей изделия.

Методы контроля герметичности выбираются исходя из обеспечения универсальности использования пневмовакуумного оборудования и минимального времени проведения контроля герметичности.

Основными при испытаниях изделий РКТ на герметичность являются безбарокамерные и барокамерные методы.

Наиболее широко применяемыми в процессе наземных испытаний изделий *безбарокамерными методами* испытаний являются:

- метод «натекания»;
- метод «спада давления»;
- метод «щупа» и др.

Метод «натекания» используется для контроля герметичности отдельных пневмогидромагистралей изделия и реализуется посредством вакуумирования внутренних объемов контролируемых элементов конструкции с последующим контролем нарастания давления.

Испытания по методу «спада давления» проводятся посредством надува контролируемых полостей изделия избыточным давлением контрольного газа с контролем давления газа в начале и конце промежутка времени выдержки под давлением.

Испытания по методу «спада давления» применяются в основном для контроля герметичности отдельных пневмогидромагистралей изделия и герметизируемых объемов жилых и грузовых отсеков транспортных пилотируемых, грузовых космических кораблей и орбитальных модулей после укладки доставляемых оборудования и грузов, посадки экипажа и закрытия посадочных (загрузочных) люков.

Метод «щупа» сводится к заполнению контролируемых герметичных объемов изделия контрольным газом и улавливанию проникающего через микронеплотности конструкции изделия контрольного газа. При перемещении щупа по участкам конструкции этот газ попадает в масс-спектрометрическую камеру, и контроль утечки осуществляется по показаниям измерительного прибора (звукового сигнала) теческателя.

Перед началом контроля герметичности методом «щупа» проводятся настройка и оценка чувствительности теческателя при помощи контрольной течи (устройства, применяемого в качестве меры потока контрольного газа).

Метод «щупа» применяется в основном для контроля герметичности сварных швов, ниппельных, фланцевых и других видов соединений элементов конструкции изделия.

Барокамерные методы испытаний предусматривают контроль герметичности методом вакуумирования.

Метод вакуумирования предусматривает помещение изделия в герметичную вакуумную камеру, создание внутри контролируемых на герметичность полостей изделия давления контрольного газа, герметизацию вакуумной камеры и разрежение атмосферы внутри вакуумной камеры с помощью откачных устройств.

Проникающий через микронеплотности конструкции изделия под действием разности давлений контрольный газ попадает в откакумированную полость, сообщаемую с чувствительным датчиком теческателя. Контроль величины утечки осуществляется средствами контрольно-измерительной аппаратуры.

По окончании испытаний изделия на герметичность проводятся напуск воздуха в вакуумную камеру и продувка полостей изделия до допустимой остаточной концентрации контрольного газа.

Барокамерные методы испытаний изделий применяются в целях комплексной проверки пневмогидромагистралей и герметичных отсеков собранного изделия на герметичность,

которая проводится, как правило, на этапе заключительных операций на заводе-изготовителе и после транспортирования и выполнения основного цикла испытаний изделия на ТК.

Программа пневмовакuumных испытаний барокамерными методами может реализовываться как в ручном, так и в автоматизированном режиме, обеспечивающем автоматизацию проведения и контроля параметров процесса испытаний средствами наземной проверочной и контрольно-измерительной аппаратуры.

Метод вакуумирования применяется также при проверке герметичности люков грузовых герметичных отсеков изделия и стыковочных агрегатов, обеспечивающих стыковку космических кораблей (КК) на орбите и внутренние переходы экипажей в процессе их совместного полета.

Данные виды испытаний реализуются посредством установки на контролируемые люки или агрегаты стыковки специальных вакуумных присосок и создания перепадов давлений, соответствующих условиям космического пространства, с последующим их контролем по показаниям измерительного оборудования.

В качестве контрольных газов при проведении пневмовакuumных испытаний используются, как правило, воздушные (метод «спада давления») и гелиевоздушные (метод «шупа», барокамерный метод) смеси, обеспечивающие в силу своих физических свойств достоверный контроль герметичности различных элементов конструкции изделия в соответствии с заданной в рабочей конструкторской документации нормой и точностью измерений фактической негерметичности.

При постановке изделия на хранение или подготовке к транспортированию внутренние полости пневмогидромагистралей, баков и отсеков изделия заправляются консервационным давлением с последующим контролем герметичности заправочных клапанов и периодическим контролем уровня консервационного давления.

Методы *контроля результатов испытаний* изделий РКТ предусматривают организацию сбора, регистрации, дешифрирования и сравнительной оценки соответствия полученной измерительной информации, поступающей от БС изделия, значениям, заданным в рабочей конструкторской документации, а также технологический контроль проведения процесса испытаний.

Состав обрабатываемой и регистрируемой в процессе испытаний информации зависит от структуры средств управления и контроля бортовыми системами изделия на проводимом этапе испытаний, структуры схемы и организации испытаний и в общем случае включает:

информацию, поступающую на средства регистрации, обработки и отображения наземного испытательного комплекса и контрольно-измерительной аппаратуры отдельных бортовых систем;

информацию докладов операторов, поступающих по средствам аудиосвязи;

данные, регистрируемые в журналах испытаний и учета выполненных работ и в формуляре изделия;

фото- и видеоинформацию, получаемую с использованием средств фото- и видеосъемки в процессе испытаний и предполетной подготовки изделия.

Процесс контроля технических характеристик БС и ПО БВК изделий реализуется с использованием как контрольно-измерительных средств отдельных БС изделия, так и автоматизированных средств наземного испытательного комплекса из состава комплексной схемы испытаний.

Автоматизированные средства регистрации, обработки и отображения информации из состава наземного испытательного комплекса и контрольно-измерительная аппаратура отдельных бортовых систем представляют собой совокупность аппаратных и программных средств, обеспечивающих проведение:

приема и регистрации всех информационных потоков, поступающих от бортовых систем изделия;

оперативной обработки и отображения измерительной информации;

передачи результатов оперативной обработки измерительной информации по требуемому протоколу;

сбора получаемых от различных источников потоков измерительной информации в единый информационный поток;

передачи единого информационного потока измерительной информации потребителям (операторам) через различные системы связи (спутниковые системы, по каналам Ethernet, оптоволоконным каналам и др.);

приема и отображения измерительной информации в требуемых форматах потребителя (оператора).

Адаптация автоматизированных средств регистрации, обработки и отображения для работы с различного вида информацией осуществляется за счет подготовки баз данных и ввода (при необходимости) дополнительных алгоритмов обработки, а также согласованием протоколов обмена.

В процессе проведения испытаний используются следующие основные методы обработки, оценки и контроля поступающей информации:

автоматизированная обработка информации средствами наземного испытательного комплекса с использованием программных средств дешифрирования и оценки информационных потоков;

визуальный контроль и оценка информации, выводимой на средства отображения контрольно-измерительной аппаратуры;

контроль докладов операторов на соответствие требованиям инструкций по проведению испытательных операций;

контроль информационных данных о результатах выполнения отдельных технологических операций или этапов проведенных испытаний, фиксируемых в журналах испытаний и учета выполненных работ и в формуляре изделия;

визуальный контроль состояния и функционирования элементов конструкции изделия по результатам проведения фото- и видеосъемки в процессе испытаний.

При наземных испытаниях пилотируемых КК в качестве средств регистрации, обработки и отображения информации используются также бортовые интегрированные пульты управления (пульты космонавтов), предназначенные для осуществления функций реализации полетных операций.

Фото- и видеoinформация, полученная в процессе подготовки пилотируемых КК к летным испытаниям (внутренний интерьер КК, размещение средств навигационно-пилотажного комплекса управления и арматуры органов управления, доставляемых оборудования и научной аппаратуры, компоновка и размещение средств фиксации, перемещения экипажей и зон работы при осуществлении внекорабельной деятельности), используется также в целях обеспечения последующей методической работы с экипажами при их подготовке к полету.

Завершенность наземных испытаний изделий оценивается по совокупности следующих критериев:

выполнения с положительными результатами установленной программы испытаний изделия в требуемой комплектации бортовых систем, определяемой в соответствии с документацией главного конструктора;

устранения дефектов (или несоответствий требованиям рабочей конструкторской документации) в случае их обнаружения в процессе наземных испытаний и выполнения всех требуемых доработок материальной части изделия и дополнительных видов испытаний;

выполнения по результатам наземных испытаний полнообъемной коррекции рабочей конструкторской документации;

полноты отражения результатов испытаний и предполетной подготовки в журналах испытаний, формулярах (паспортах) бортовых систем, агрегатов и изделия в целом и проведения контроля заполнения отчетной документации.

Отчетная документация заполняется на основании анализа материалов по результатам проведения отдельных этапов и полной программы наземных испытаний и в общем случае включает материалы по результатам испытаний и технические отчеты.

Первичными материалами по результатам испытаний являются:

журналы испытаний и учета выполненных работ;

протоколы испытаний;

материалы регистрации ТМИ;

акты приема-сдачи изделия;

акты анализа дефектов (несоответствий).

Технические отчеты по результатам проведенных работ содержат информацию о хронологии проведения испытаний и выявленных в процессе испытаний дефектах (несоответствиях).

На основании материалов технических отчетов проводятся систематизация, обобщение и статистический анализ результатов проведения испытаний и разрабатываются мероприятия по предупреждению возникновения возможных дефектов (несоответствий) при дальнейшей эксплуатации изделий.

Ответственность за учет и хранение первичных материалов и отчетных документов несет предприятие-изготовитель изделия и эксплуатирующая организация.

Сроки хранения первичной документации регламентируются требованиями действующей на предприятии-изготовителе и в эксплуатирующей организации нормативной и

руководящей документации и определяются, как правило, сроками окончания летной эксплуатации изделия (серии изделий).

7.2.3. НАЗЕМНОЕ ИСПЫТАТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Основные функции управления и контроля изделия в процессе наземных испытаний реализуются в комплексной схеме испытаний изделия с использованием средств наземного испытательного комплекса.

Наземный испытательный комплекс в общем случае предусматривает наличие в своем составе следующих средств управления, контроля и поддержки испытаний (рис. 7.2.13):

- автоматизированной испытательной системы (АИС);
- наземного технологического комплекса системы измерений (НТК СИ);
- систем подготовки результатов, поддержки и контроля испытаний;
- систем наземного электроснабжения специальными токами;
- средств НКУ;
- контрольно-проверочной аппаратуры (КПА) и наземного технологического оборудования (НТО) отдельных БС изделия;
- программного обеспечения наземного испытательного комплекса.

АИС представляет собой совокупность унифицированных программно-аппаратных средств, средства индикации и регистрации, измерения, выдачи управляющих воздействий, из которых путем агрегатирования может быть создана испытательная система для испытаний изделия на любом этапе и в различной конфигурации бортовых систем.



Рис. 7.2.13. Аппаратура наземного испытательного комплекса

АИС является центральным звеном в информационной структуре средств управления и контроля и обеспечивает выполнение следующих основных функций:

- автоматического управления процессом испытаний;
- обмена информацией с бортовым цифровым вычислительным комплексом (БЦВК) изделия;
- имитации логики и функционирования БС изделия;
- выдачи на изделие управляющих воздействий в виде релейных команд (типа кнопочных, тумблерных, матричных);
- измерения аналоговых и контроля дискретных параметров;
- счета текущего времени и контроля временных интервалов;
- контроля отсутствия связи шин питания с корпусом изделия;
- проверки целостности и разобщенности цепей изделия;
- проверки цепей пиросредств;
- обмена информацией и синхронизации времени со смежными наземными и бортовыми системами в процессе испытаний, координации работы смежных систем;
- контроля выработки ресурса по времени и по числу включений для заданных БС изделия;
- блокирования выдачи команд, вызывающих расчетные аварийные ситуации;
- отображения, протоколирования, просмотра процесса испытаний и хранения протоколов результатов испытаний;
- встроенного контроля программ испытаний и собственных программно-аппаратных средств.

Наряду с перечисленными основными функциями АИС решает также задачи, обеспечивающие достоверность собственной работы и удобство эксплуатации.

Проектирование АИС проводится с использованием таких основных принципов, как универсальность, агрегатирование, автоматизация, гибкость программного обеспечения, надежность и достоверность, контролеспособность, ремонтпригодность, возможность технической диагностики, унификация и стандартизация.

Идеология построения АИС, принятые схемные решения и логика работы устройств системы обеспечивают высокую степень автоматизации процесса подготовки и проведения ис-



Рис. 7.2.14. Пульта контроля и управления АИС

пытаний изделий, сокращение времени испытаний и повышение объективности контроля.

Для оперативного анализа результатов испытаний АИС обеспечивает полное документирование процесса испытаний с наглядным представлением информации, не требующим последующего дешифрирования (рис. 7.2.14).

НТК СИ является комплексом аппаратно-программных средств контроля телеметрической информации бортовых систем и предназначен для решения перечисленных выше задач обработки и контроля результатов испытаний.

НТК СИ является одной из составляющих наземного испытательного комплекса и функционально взаимодействует с АИС в режиме приема цифровой ТМИ.

В процессе испытаний НТК СИ обеспечивает:

- прием в темпе проведения испытаний массивов ТМИ и отображение форматов для визуальной оценки в масштабе реального (или отложенного) времени;

- прием, регистрацию, архивирование и хранение результатов испытаний в виде телеметрических архивов;

- обработку и оценку телеметрических архивов согласно заданиям, содержащимся в программном обеспечении испытаний;

- подсчет выработки ресурса бортовых систем по результатам анализа телеметрических архивов.

Системы подготовки результатов, поддержки и контроля испытаний представляют собой комплекс программно-аппаратных средств, предназначенных для обеспечения технологических функций испытаний:

- приема и передачи ПО АИС и программ испытаний в АИС;

- приема, обработки, хранения и передачи пользователям архивов результатов испытаний;

- обеспечения информационной поддержки, управления и контроля за ходом испытаний изделия, проводимых средствами АИС.

Системы наземного электроснабжения специальными токами обеспечивают энергопитание изделия и наземного испытательного комплекса токами с требуемыми для реализации программы электрических испытаний физическими характеристиками.

Дополнительно средствами систем наземного электроснабжения может обеспечиваться имитация работы бортовых источников энергоснабжения (бортовых блоков питания, солнечных батарей и т.д.).

Средства НКУ обеспечивают формирование и выдачу управляющей информации на изделие, контроль и обработку полных потоков ТМИ, поступающих в ЦУП в процессе испытаний.

КПА и НТО бортовых систем изделия обеспечивают контроль функционирования соответствующей бортовой аппаратуры и агрегатов изделия по технологическим трактам и создание условий, необходимых для проверки заданных режимов работы БС изделия в процессе наземных испытаний.

Размещаемое на аппаратных средствах наземного испытательного комплекса **программное обеспечение** по функциональному назначению подразделяется на отдельные программные компоненты:

- общесистемное ПО, обеспечивающее функционирование программно-аппаратных средств комплексной схемы испытаний, в том числе выполнение операций по управлению и контролю состояния проверяемого изделия в масштабе реального времени;

- ПО баз данных, обеспечивающее однозначное соответствие наименований команд и параметров проверяемого изделия их физическим адресам;

- сервисное ПО, не используемое непосредственно при проведении испытаний и предоставляющее дополнительные возможности по обработке и оценке результатов испытаний, справочную информацию для оптимизации процесса учета и контроля результатов испытаний, планирования процессов испытаний и проведения встроенного контроля целостности программных средств.

Использование представленных выше функциональных возможностей элементов информационной структуры средств управления и контроля обеспечивает проведение полно-объемных испытаний изделия с требуемыми глубиной и качеством.

Глава 7.3

ОТРАБОТКА СТАТИЧЕСКОЙ И ДИНАМИЧЕСКОЙ ПРОЧНОСТИ РАКЕТНЫХ КОНСТРУКЦИЙ

7.3.1. ПРОБЛЕМЫ ПРОЧНОСТИ РАКЕТНЫХ КОНСТРУКЦИЙ

Все конструкции должны быть прочными как в начале, так и в конце срока эксплуатации. Этот неписанный закон имеет особую важность для ракетной техники. На пути его выполнения при достижении высокой прочностной надежности ракетных конструкций встречаются большие трудности, связанные с новизной проблем: новые конструктивные схемы, широкий диапазон действующих нагрузок и сложность режимов нагружения; отсутствие методов определения и анализа прочности, а также статистических данных о несущей способности конструкций-прототипов. Для преодоления этих трудностей прежде всего необходимо создать методологию отработки прочности ракетных конструкций.

В основу методологии должен быть положен комплексный подход, включающий моделирование основных факторов, влияющих на прочность, причем предпочтение должно быть отдано экспериментальным методам оценки прочности как конструкции в целом, так и ее составляющих. Методология отработки прочности ракетных конструкций должна основываться на ряде правил (принципов), соблюдение которых обеспечивает необходимый уровень надежности изделий при оптимальных затратах средств. Основные из этих принципов следующие:

основой обеспечения прочности конструкции является наземная экспериментально-теоретическая отработка;

прочность конструкции на всех этапах эксплуатации должна подтверждаться экспериментально;

окончательное суждение о прочности конструкции дается только после испытаний натуральных объектов.

Из анализа силовых схем изделий РКТ следует, что основу корпуса изделия обычно составляют несущие тонкостенные элементы различной формы (цилиндрические, слабоконические, сферические и др.) сложного строения (однородные, подкрепленные, слоистые, вафельные и т.п.), причем они могут обладать различными прочностными свойствами. В процессе их изготовления и при их сочленении в единое целое используются клепка, сварка, склеивание, пайка и другие технологические операции. Проверить качество исполнения таких операций возможно только при силовом нагружении конструкции в лабораторных условиях (при статико-динамических испытаниях).

Под прочностью тонкостенной конструкции понимают ее способность сохранять целостность при действии на нее внешних факторов, а также удерживать первоначальную форму при сжатии, т.е. быть устойчивой, и не иметь перемещений, превышающих установленные пределы. Таким образом, целью прочностной отработки тонкостенной конструкции является обеспечение ее прочности, устойчивости и жесткости.

При создании мощных РН требуется поиск новых, более жестких силовых схем, что, в свою очередь, приводит к созданию новых технологических процессов и к повышению требований к отработке прочности, которые невозможно выполнить без создания современных методов расчета и всесторонних экспериментальных проверок прочности (от исследования образцов конструкционных материалов до статико-динамических испытаний натуральных узлов (отсеков) конструкции), без организации коллектива специалистов и лабораторной базы [3, 18, 19].

7.3.2. ОБЪЕКТЫ ПРОЧНОСТНОЙ ОТРАБОТКИ

Объектами отработки прочности ракетных комплексов являются несущие конструкции РН и КА, ЖРД и РДТТ и другие несущие элементы.

В период эксплуатации указанные конструкции подвергаются силовым и температурным воздействиям. Ниже приведены основные этапы эксплуатации и соответствующие им виды нагружения, которые определяют силовую схему конструкций РН и КА.

Стоянка РН на стартовой позиции. В этом случае корпус ракеты воспринимает

массовые и ветровые нагрузки; топливные емкости нагружены внутренним давлением и, кроме того, могут быть захлажены до криогенных температур низкокипящими компонентами топлива.

Старт РН. Корпус ракеты подвергается силовому нагружению со стороны двигателей и приземного ветра; емкости нагружены стационарными усилиями, захлажены, подвержены интенсивным вибрациям и пульсациям.

Активный участок полета РН. Наиболее интенсивно действуют инерционные нагрузки, которые нагружают конструкцию комплексом распределенных и сосредоточенных осевых сил и моментов. Топливные емкости наддуты и захлажены. В плотных слоях атмосферы большое воздействие на корпус ракеты оказывают аэродинамические силы, а также вибрации и акустические нагрузки. При разделении ступеней ракеты могут возникать нагрузки ударного типа. Корпусы ДУ подвергаются высокоинтенсивным температурным воздействиям.

Орбитальный полет КА. Корпус аппарата подвергается воздействию инерционных сил вследствие его маневров, раскрытия антенн и солнечных батарей. При стыковках и расстыковках узлов КА возникают ударные силы. В гермоотсеках аппарата действует избыточное давление.

Спуск и посадка КА. Корпус аппарата воспринимает сверхвысокие тепловые потоки, инерционные перегрузки и наружное давление при торможении в плотных слоях атмосферы, а при посадке — ударные воздействия.

Кроме указанных этапов эксплуатации необходимо отметить монтажно-такелажные работы и транспортировку ракетной конструкции и соответствующие им виды нагружения: действие локально распределенных сил и моментов; действие транспортировочных нагрузок, вибраций и локально распределенных сил [19].

7.3.3. КОНСТРУКТИВНЫЕ ФОРМЫ И ВИДЫ НАГРУЖЕНИЯ

Можно выделить следующие основные типы силовых (несущих) конструкций, которые являются объектами прочностной отработки:

а) крупногабаритные емкости топливных несущих баков (типа баков РН «Энергия»), находящиеся под действием сравнительно малого внутреннего давления, комплекса сил высокого уровня, повышенных и криогенных

температур, вибраций, акустических и ударных воздействий;

б) «сухие» конструкции (переходные и межбачковые отсеки РН, обтекатели полезных грузов, рамы, узлы связей ступеней, космические аппараты, в том числе пилотируемые), испытывающие воздействия комплекса сил, неоднородных температурных полей, акустических и ударных нагрузок;

в) камеры сгорания топлива, трубопроводы агрегатов подачи и другие емкостные элементы, находящиеся под действием высокого внутреннего давления, вибраций, температурных полей и т.д.;

г) неохлаждаемые элементы ракетных двигателей, на которые воздействуют высокотемпературные поля, давление, вибрации и т.д.;

д) вращающиеся элементы агрегатов подачи топлива, работающие в условиях повышенных и криогенных температур.

Исходными данными для расчета на прочность ракетных конструкций служат режимы и нагрузки, полученные в результате аэродинамических исследований, изучения динамики движения РН и КА как сложных механических систем, анализа динамических воздействий на них от ДУ и других воздействий.

Внешние и внутренние нагрузки на ракетную конструкцию являются основными факторами при определении ее несущей способности. Уровень возможных нагрузок на ракетную конструкцию определяется расчетным путем, и только в процессе ее летных испытаний подтверждается степень достоверности расчетных данных.

По частоте и характеру воздействия нагрузки условно разделяются на два типа:

квазистатические и низкочастотные динамические, принимаемые во внимание при определении несущей способности силовых элементов конструкций и их массовых характеристик;

высокочастотные: вибрационные, акустические и ударные, важные для выявления недостатков ракетной конструкции и технологии ее изготовления, а также для проверки функционирования систем, приборов и агрегатов изделий.

Основными источниками нагружения ракетных конструкций являются квазистатическое (медленно меняющееся) нагружение, которые обусловлены работой двигателей РН и КА в установившемся режиме, воздействием на них аэродинамических сил в плотных слоях

атмосферы, работой системы управления, давлением наддува и гидростолба в топливных баках и др. Поэтому вопрос расчета указанных нагрузок, особенно на изделия сложных компоновочных схем, имеет для практики принципиальное значение.

Для анализа и расчета нагрузок используются методы начальных параметров; конечных элементов; построения простых механических аналогов; последовательного многократного выделения квазистатической составляющей; корреляционных и спектральных представлений; статических реализаций; прямого интегрирования и др. [27–29, 38–40].

7.3.4. НОРМЫ ПРОЧНОСТИ

С учетом накопленного опыта проектирования ракетных конструкций и отработки их прочности разрабатываются нормы прочности изделий РКТ каждого класса, закрепляемые документально. В этих документах отражаются в основном три следующих главных вопроса:

установление действующих на конструкцию эксплуатационных нагрузок, определение расчетных условий и назначение коэффициентов безопасности;

определение требований к расчетной проверке прочности РК;

установление порядка экспериментальной отработки прочности конструкции.

При решении первого вопроса определяется комплекс распределенных и сосредоточенных сил и моментов, а также температурных и других факторов; анализируется возможный уровень нагружения (статического, вибрационного) и устойчивость проектируемой конструкции, а также выбираются расчетные условия (наиболее опасные нагружения).

При решении второго вопроса устанавливаются математические модели и методы, наиболее пригодные для анализа прочности.

Решение третьего вопроса определяет цикл экспериментальной отработки прочности РК, перечень объектов испытаний, методологию испытаний, уровни нагружения, которые в большинстве случаев назначают равными расчетному уровню. Однако при испытаниях дорогостоящих объектов допускается не доводить нагрузку до расчетной в целях сохранения материальной части и коэффициент запаса прочности прогнозировать по результатам проведенного нагружения.

Цикл экспериментальной отработки прочности ракетной конструкции включает в себя:

экспериментальные исследования по обоснованию выбора расчетной схемы (модели) проектируемой конструкции;

анализ физико-механических характеристик конструкционных материалов;

конструкторско-доводочные испытания (КДИ);

зачетные прочностные испытания (ЗПИ); заводские испытания.

На этапе КДИ подтверждается правильность выбранных конструкторских решений и эффективность методов расчета.

ЗПИ являются основным этапом отработки. По результатам этих испытаний дается заключение о прочности конструкции и о том, что принятая технология изготовления конструкции обеспечивает ее прочность. По данным ЗПИ определяются фактические запасы прочности и оценивается истинное напряженно-деформированное состояние (НДС) конструкции, что дает возможность определить пути ее совершенствования.

Заводские испытания — это испытания, посредством которых контролируется прочность конструкции на стадии ее серийного производства [19, 25, 30].

7.3.5. ПЛАНИРОВАНИЕ ОТРАБОТКИ ПРОЧНОСТИ

Одним из важнейших разделов в планах создания ракетных конструкций, в том числе корпусов ракет, должен быть раздел обеспечения их прочности и ресурса. Этот раздел плана обязан охватывать широкий круг организационных, производственных, инженерно-технических, научных и других вопросов от организации подразделений прочности, комплектования их специалистами и оснащения лабораторной базой до нормирования несущей способности и ресурса конструкции. Примером организации, решающей такой круг вопросов, может служить Центр исследований прочности ЦНИИмаш.

Из анализа нагрузок и режимов эксплуатации ракетных комплексов, РН и КА в Центре были определены и получили развитие следующие научные направления по прочности: статическая, термостатическая, вибрационная и ударная прочность конструкций, а также конструкционная прочность материалов.

Основными задачами научных коллективов Центра являются научно-техническое сопровождение опытно-конструкторских работ (ОКР), проводимых конструкторскими бюро (КБ) по созданию изделий РКТ; отработка статической и динамической прочности изделий с использованием экспериментальной базы ЦНИИмаш; выдача заключений о прочности изделий на всех стадиях их создания, а также при продлении их ресурса.

7.3.6. РАСЧЕТНЫЕ УСЛОВИЯ

Нагружение ракетных конструкций на разных этапах функционирования неравнозначно. Поэтому при отработке прочности конструкции из множества эксплуатационных режимов выбирают наиболее опасные с точки зрения прочности, обычно соответствующие экстремальным условиям эксплуатации, называемые расчетными случаями.

Режимы эксплуатации и нагружения конструкций определяются с некоторой погрешностью: имеются отклонения в технологии изготовления конструкций, с некоторыми ошибками проводится их прочностная отработка и т.д. Для учета указанной погрешности вводится так называемый коэффициент безопасности f . Поэтому проектирование и экспериментальная отработка прочности ракетной конструкции проводится по расчетным нагрузкам P^p , которые определяются по эксплуатационным нагрузкам P^3 с коэффициентом незнания (коэффициентом безопасности) f : $P^p = fP^3$. В ракетной технике коэффициент безопасности f в зависимости от назначения и условий эксплуатации конструкции может изменяться от 1,2 до 2. Кроме того, вводится коэффициент запаса прочности η , определяемый как отношение разрушающей конструкцию нагрузки к расчетной; требуемая прочность конструкции достигается при $\eta \geq 1$ [19].

7.3.7. АНАЛИЗ КОНСТРУКЦИОННОЙ ПРОЧНОСТИ МАТЕРИАЛОВ

Большое внимание при отработке прочности ракетных конструкций отводится анализу конструкционной прочности материалов, знание которой является отправной точкой при анализе силовых схем [10, 11, 36]. Для получения исходных данных проводятся лабораторные исследования образцов материалов и малогабаритных элементов конструкций, в процессе которых определяются:

механические характеристики и конструкционные свойства материалов под действием статических, динамических, вибрационных и длительных нагрузок в широком диапазоне температур при различных видах напряженного состояния образцов;

силовые и деформационные критерии разрушения материалов и элементов конструкций с учетом вида их напряженного состояния, а также вида, скорости, цикличности и длительности режима нагружения;

соотношения связи между напряжениями, деформациями, температурой и временем в условиях наиболее полного приближения к режимам эксплуатации обрабатываемых изделий, в том числе при сложных видах напряженного состояния и нагружения, высокие и низкие температурах, неизотермических процессах;

усталостная и длительная прочности материалов и элементов конструкций.

Основные характеристики используемых испытательных установок

Диапазон статических нагрузок, тс 0,01...100

Частотный диапазон циклического нагружения, Гц 0,1...100

Температурный диапазон испытаний, °С От -196 до +3200

Временной интервал испытаний От 0,001 с до 10 лет

Максимальные габариты испытываемых объектов, м $0,5 \times 1,0 \times 1,0$

Виды напряженного состояния образцов . . Одноосное, плоское, объемное

Виды нагружения . . . Простое и сложное с поворотом и без поворота главных осей

Материалы испытываемых образцов и объектов Металлы, высокопрочные пластики, теплозащитные покрытия, наполненные полимеры и др.

7.3.8. ОТРАБОТКА СТАТИЧЕСКОЙ ПРОЧНОСТИ

Отработка статической прочности РН и КА включает в себя расчетно-теоретическое определение режимов нагружения, нагрузок и прочности, выявление расчетных случаев нагружения, разработку норм прочности и общего плана отработки прочности, разработку методов испытаний конструкций и их проведение. Ниже рассмотрены вопросы расчета и экспериментальной отработки ракетно-космических конструкций при статическом и повторно-статическом нагружениях.

Методы расчета статической прочности

Задачей прочностных расчетов является теоретическое определение напряженно-деформированного состояния, разрушающих нагрузок (несущей способности) или предельных напряжений (деформаций), а также запасов прочности конструкции. Расчеты на прочность проводят при расчетных нагрузках в расчетных случаях нагружения каждого элемента изделия. Если конструкция испытывает температурные перепады, то должны быть проведены сравнительные расчеты ее прочности и устойчивости с учетом температурных перепадов, а также учтены зависимости свойств материалов от температуры.

В РКТ наиболее широко распространены тонкостенные оболочечные конструкции, поскольку только они могут обеспечить высокие весовые качества изделий. Исходя из строения конструкции по толщине, различают следующие классы оболочек: гладкие (металлические и композитные); подкрепленные продольно-поперечным набором и вафельные; многослойные и трехслойные с наполнителем.

Одной из важнейших задач, определяющих достоверность результатов расчета, является выбор математической модели (расчетной схемы) рассматриваемой конструкции. В настоящее время используются следующие основные расчетные схемы:

модель тонкостенной оболочки, основанная на гипотезах неизменной нормали;

уточненная модель, основанная на гипотезах прямой линии (типа модели С.П. Тимошенко);

модель, основанная на гипотезах ломаной линии.

Критерий применимости той или иной модели связан с соотношениями между тол-

щиной конструкции, ее характерным радиусом и различными жесткостями. В случаях гладких, подкрепленных и вафельных оболочек применяют главным образом классическую модель оболочек с неизменной нормалью. Для композитных многослойных оболочек может потребоваться уточненная модель прямой линии, а для трехслойных оболочек с легким наполнителем — модель, основанная на гипотезах ломаной линии.

В ряде специфических случаев, в частности при анализе прочности заряда и конструкции РДТТ, узлов крепления и т.д., возникает необходимость применения более общих моделей, учитывающих трехмерное НДС конструкции [4, 5].

Применяемые методы расчета НДС конструкций можно разделить на два класса.

Расчеты наиболее неоднородных по структуре и видам нагружения конструкций проводятся методами дискретного анализа на основе применения моделей конечных элементов и других подобных моделей. Этими же методами проводятся поверочные расчеты на прочность изделий в целом. Для расчетов на ЭВМ используются современные программно-вычислительные комплексы различного уровня.

В то же время для оперативного анализа прочности и проектных расчетов по-прежнему актуальны аналитические методы расчета. Аналитические методы приводят к достаточно простым расчетным формулам, удобным для анализа, имеющим ясный физический смысл и наглядно отражающим характер влияния различных конструктивно-габаритных и жесткостных параметров конструкции.

Большинство оболочечных конструкций, применяемых в ракетной технике, имеет неоднородную структуру по толщине. Сюда можно отнести отсеки, подкрепленные продольно-поперечным набором, вафельные оболочки, многослойные и трехслойные конструкции, выполненные из композитов и т.д. Характерно также и то, что указанные неоднородные по толщине элементы являются анизотропными (ортотропными) конструкциями. Структурная неоднородность и анизотропия существенно усложняют расчетные схемы и методы расчета, затрудняют получение конечных расчетных формул. Избежать многих трудностей позволяет принцип минимальных жесткостей [16], заключающийся в том, что сопротивление неоднородной по толщине

конструкции изгибам, кручению и потере устойчивости при сжимающих усилиях определяется ее минимально возможными изгибными и крутильными жесткостями. Применение принципа минимальных жесткостей дает возможность использовать для расчета неоднородных (многослойных) конструкций зависимости, полученные для оболочек с однородной по толщине структурой. При этом анизотропия конструкции вносит ряд принципиальных особенностей, которые позволяют по-новому взглянуть на некоторые закономерности сопротивления оболочечных конструкций.

Рассмотрим для примера классическую задачу об устойчивости цилиндрических оболочек при осевом сжатии. Как известно, для изотропных однородных оболочек получено следующее выражение для теоретического значения критического усилия:

$$T_{кр}^{теор} = \frac{1}{\sqrt{3(1-\nu^2)}} \frac{Eh^2}{R} \approx 0,605 \frac{Eh^2}{R}. \quad (7.3.1)$$

Здесь h , R , E , ν — толщина оболочки, ее радиус, модуль упругости и коэффициент Пуассона.

Известно также, что экспериментальные значения критических усилий меньше теоретических в 2–3 раза:

$$T_{кр}^{эксп} = (0,18...0,3) \frac{Eh^2}{R}. \quad (7.3.2)$$

Такое значительное отличие теоретических результатов от экспериментальных объясняется наличием начальных неправильностей формы оболочки и неопределенностью форм потери устойчивости: теоретическому значению критического усилия $T_{кр}$ соответствует множество форм волнообразования, т.е. форма волнообразования при потере устойчивости не определена. Это дает возможность оболочке терять устойчивость по той форме, которая «резонирует» с наиболее неблагоприятной формой не правильности, что приводит к понижению критического усилия.

В случае неоднородных по толщине ортотропных цилиндрических оболочек, используя принцип минимальных жесткостей, можно получить следующую зависимость для расчета критических усилий при осевом сжатии:

$$T_{кр} = \frac{2\sqrt{2}}{R} \sqrt[4]{\frac{B_2}{B_1}} \sqrt{B_{12} D_1 (1 + \sqrt{\nu_1 \nu_2})}; \quad (7.3.3)$$

$$B_{12} \leq \frac{1}{2} \sqrt{B_1 B_2} (1 - \sqrt{\nu_1 \nu_2}).$$

Здесь B_1 , B_2 , B_{12} , D_1 , ν_1 , ν_2 — жесткости ортотропной оболочки на растяжение-сжатие в двух направлениях, на сдвиг, минимальная изгибная жесткость в осевом направлении и соответствующие коэффициенты Пуассона. Для многослойных оболочек неправомерно говорить о критическом напряжении оболочки, поскольку общему критическому усилию $T_{кр}$ в каждом слое соответствует свое собственное критическое напряжение.

Как следует из зависимостей (7.3.3), критическое усилие $T_{кр}$ при осевом сжатии ортотропных цилиндрических оболочек существенно и принципиально зависит от сдвиговой жесткости B_{12} оболочки. Это иногда не учитывается при расчетах, что вносит весьма заметную погрешность.

Как показал сравнительный экспериментально-теоретический анализ вафельных конструкций и стеклопластиковых оболочек, теоретические и экспериментальные значения критических усилий для ортотропных цилиндрических оболочек различаются всего лишь на 20...30 % [43].

Такое вполне удовлетворительное согласование теоретических и экспериментальных результатов объясняется, с одной стороны, технологическими факторами, так как при изготовлении такого рода оболочек не вносятся значительные начальные не правильности. С другой стороны, что принципиально, ортотропные цилиндрические оболочки при потере устойчивости от осевого сжатия имеют однозначно определенную форму волнообразования. Это приводит к тому, что при потере устойчивости оболочка взаимодействует лишь с теми не правильностями формы, которые «резонируют» с однозначно заданной формой волнообразования. Итогом такого взаимодействия является малое влияние начальных не правильностей на величину критических усилий [44].

С использованием принципа минимальных жесткостей можно получить аналитические решения и в других важных случаях нагружения неоднородных по толщине оболочечных конструкций.

Экспериментальная обработка статической прочности

Экспериментальная обработка статической прочности осуществляется, как правило, путем проведения статических испытаний изделия в сборе. В случаях когда это невозможно (недостаточность площадей или мощности си-

лового оборудования и т.д.), изделие разделяют на несколько сборок и испытывают каждую из них в отдельности, обеспечивая необходимую имитацию граничных условий объектов испытаний.

Для воспроизведения нагрузок на объект могут использоваться силовые имитаторы смежных отсеков конструкции. В этих случаях необходимо проводить оценки влияния имитаторов на НДС элементов испытываемых сборок.

Этап проектирования изделия сопровождается и заканчивается конструкторско-водочными испытаниями, при которых подтверждается прочность силовых узлов и элементов конструкций, отличающихся существенной новизной и не отработавшихся ранее. На этапе КДИ подтверждаются правильность выбранных конструкторских решений, технологии изготовления и достоверность примененных методик расчета изделий на прочность.

Этап изготовления опытных образцов завершается зачетными статическими испытаниями (ЗСИ). По результатам ЗСИ выдается заключение о статической прочности изделия, о допуске его к натурным испытаниям. При ЗСИ определяются фактические запасы прочности, НДС конструкции, а также осуществляется экспериментальная проверка методик расчета ее прочности.

В процессе ЗСИ изделие последовательно нагружается комбинациями сил и давлений, соответствующими всем установленным для него расчетным случаям. Последовательность проведения испытаний определяется последовательностью расчетных случаев при штатной эксплуатации изделия. Нагружение конструкции каждый раз должно проводиться до 100 %-ных испытательных нагрузок, имитирующих расчетные условия нагружения, характерные для штатной эксплуатации изделия.

Этап серийного производства сопровождается контрольно-технологическими (КТИ) и контрольно-выборочными (КВИ) заводскими испытаниями.

Зачетные статические испытания являются наиболее важным звеном на всем пути отработки прочности изделия, а их результаты позволяют выдать заключение о его статической прочности, которое входит составной частью в общее заключение о допуске изделия к летным испытаниям. Поэтому к проведению

ЗСИ предъявляются повышенные требования. Если КДИ, КВИ и КТИ проводятся, как правило, в лабораториях завода-изготовителя или КБ, то ЗСИ должны проводиться на тех экспериментальных базах, которые могут обеспечить выполнение исследований в соответствии с требованиями стандартов и ТЗ на проведение испытаний. Для этого экспериментальная база должна быть оснащена соответствующим испытательным и измерительным оборудованием. Одной из таких баз является уникальная по своим возможностям лабораторная база статической прочности ЦНИИмаш.

Лабораторная база статической прочности

Корпус статических испытаний ЦНИИмаш имеет лабораторный зал площадью 72×24 м с четырьмя рабочими местами (рис. 7.3.1). Зал оснащен двумя мостовыми кранами грузоподъемностью по 50 т. В него проложен железнодорожный путь.

Рабочее место РМ-1 представляет собой универсальный перенастраиваемый стенд, включающий в себя силовую плиту диаметром 18,5 м и угловую силовую стену высотой 21,5 м. Стенд предназначен для испытания объектов диаметром до 16 м и высотой до 20 м на действие осевых и перерезывающих сил, изгибающих и крутящих моментов. Максимальная суммарная отрывная нагрузка на плиту составляет 20 000 тс, максимальный изгибающий момент на стену — 6000 тс·м.

РМ-2 — стенд со следующими параметрами: диаметр силовой плиты 12 м, высота силовой стены 12 м, максимальная нагрузка на плиту 10 000 тс, изгибающий момент на стену 3600 тс·м. На стенде могут испытываться объекты диаметром до 10 м и высотой до 11 м.

В зале имеются еще два рабочих места меньших габаритов и меньших силовых возможностей.

Нагружение объектов осуществляется с помощью гидроцилиндров с номинальными усилиями от 1 до 300 тс; давление в цилиндры подается от маслососной станции через пульты редуцирования. Нагружение осуществляется поэтапно, ступенями, составляющими от 5 до 20 % от максимальной испытательной нагрузки. Прикладываемые к объекту силы измеряются с помощью тензорезисторных датчиков силы. Отклик конструкции (деформации, перемещения) на приложенную нагрузку определяется посредством тензорезисторов и датчиков перемещения.

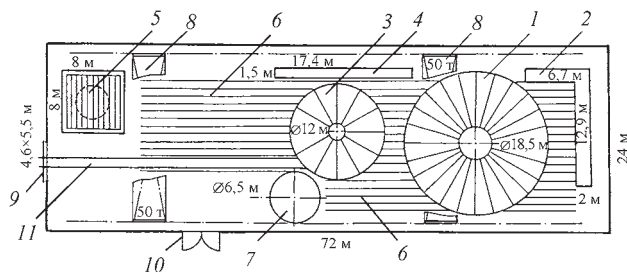


Рис. 7.3.1. План лабораторного корпуса статических испытаний ЦНИИмаш:

1 — силовая плата РМ-1; 2 — силовая стена РМ-1; 3 — силовая плата РМ-2; 4 — силовая стена РМ-2; 5 — ступень; 6 — силовой пол; 7 — приямок для гидроиспытаний; 8 — мостовой кран; 9 — главные въездные ворота; 10 — вспомогательные въездные ворота; 11 — железнодорожный путь

Система измерений обеспечивает сбор, обработку и регистрацию информации от 4000 датчиков; скорость их опроса составляет 5000 точек (каналов) в секунду. Результаты измерений обрабатываются на ЭВМ в темпе эксперимента. Управление испытаниями осуществляется с помощью системы «Прогноз». Информация о состоянии испытываемого объекта отображается на дисплеях и световом табло в виде текущих и прогнозируемых на следующий этап нагружения значений деформаций, напряжений и запасов прочности во всех точках конструкции, где установлены тензорезисторы. Система ранжирует поступающую на табло информацию в порядке возрастания прогнозируемых коэффициентов запаса прочности конструкции. Таким образом, в первой строке дисплея (табло) высвечиваются значения параметров той точки, которой соответствует наименьшее прогнозируемое значение запаса прочности. В любой момент времени нагружение объекта может быть остановлено с тем, чтобы предотвратить его незапланированное разрушение и сохранить материальную часть.

Проблемы и методы обработки статической прочности тяжелых носителей

В 1960-е гг. начались работы по созданию сверхтяжелого ракетного комплекса Н1-ЛЗ. Этот уникальный космический комплекс, состоящий из трехступенчатой ракеты-носителя Н1 и лунной космической системы ЛЗ (наибольший диаметр 17 м, общая длина 105 м), требовал нового подхода к производству его отсеков и отработке их прочности.

Конструктивная схема РН Н1 была выполнена в виде силового тонкостенного слабokonического корпуса с подвешенными к нему сфери-

ческими баками горючего и окислителя, причем «холодные» баки были отделены от «теплого» корпуса с помощью термомостов. Такое построение силовой схемы изделия позволяло проводить отработку прочности баков и корпусных отсеков по отдельности с использованием при испытаниях сборок отсеков весовых имитаторов баков.

Для отработки прочности РН Н1 был создан корпус статических испытаний, который не имел себе равных в нашей стране по характеристикам силового оборудования: силовой пол с допустимой отрывной нагрузкой 50 тс на один погонный метр паза, большая силовая стена с изгибающим моментом 6000 тс·м. Но и этого было недостаточно, в связи с чем пришлось укрепить силовой пол двумя стальными плитами диаметром 18,5 и 12 м с отрывной нагрузкой 500 тс на один погонный метр, изготовлением которых занимались многие заводы.

Для сбора и обработки измерительной информации, поступающей от датчиков, установленных на испытываемой конструкции, были разработаны измерительно-вычислительные комплексы ИВК-2, ИВК-3, ИВК-5, которые позволяли получать оперативные данные о характеристиках НДС и запасах прочности конструкции на каждом текущем и следующем за ним этапе ее нагружения (система «Прогноз») и на основании полученных данных принимать решение о целесообразности дальнейшего нагружения.

Из-за больших размеров изделия появились дополнительные проблемы:

членения отсеков и агрегатов на транспортные панели исходя из возможностей железнодорожного транспорта;

дополнительного членения транспортно-бальных панелей на технологические части исходя из максимальных габаритов заготовок (шпангоутов, листов и т.д.);

сварки емкостей непосредственно на технической позиции;

повышения требований к точности расчетов на прочность с учетом принятого коэффициента безопасности $f = 1,3$;

расчета прочности «сухих» отсеков с агрегатами, подвергающимися последовательно нагружению.

Из-за членения резко увеличилось число силовых деталей и, соответственно, увеличился объем расчетов на прочность и жесткость. Из-за возросших масштабов агрегатов и уменьшения их запасов прочности на порядок возросли эксплуатационные перемещения агрегатов, и потребовалось ограничение таких перемещений.

Новые задачи появились при применении высокопрочных материалов из-за повышения в них монтажных напряжений и появления трещин в процессе хранения агрегатов после их сборки. Кроме того, было необходимо разработать методы расчетов прочности и устойчивости каркасных отсеков больших размеров.

Все эти проблемы решались совместными усилиями прочностов КБ — разработчика изделия и ЦНИИмаш.

Цикл прочностной отработки изделия Н1 включал следующие основные этапы:

проектировочные расчеты силовой схемы и выбор параметров;

экспериментальную проверку прочности конструкции с использованием моделей, фрагментов и натуральных узлов;

зачетные статические испытания сборок конструкции для подтверждения прочности в наземных и летных условиях.

В целях получения оперативных данных о прочности изделия был предусмотрен комплекс экспериментальных работ, в том числе испытания до разрушения:

стрингерных панелей каркасных отсеков;

стрингерных панелей с заделкой на концевой шпангоут;

узлов крепления баков горючего на межбаковых отсеках;

стартового лонжерона на хвостовом отсеке I ступени;

решетчатого стабилизатора;

секций колец с узлами крепления баков окислителя;

крупногабаритных панелей на внешнее давление;

узлов межблочных ферм;

узлов подвески баков при внутреннем давлении.

Для испытаний отсеков ракеты Н1 использовались силовые кольца, которые присоединялись к торцам сборки и замыкались между собой тягами через рычаги, плечи которых с помощью тяг соединялись с силовым полом (силовой плитой стенда). Таким образом исключалось кручение испытуемого объекта при приложении нагрузки. В практике отработки прочности крупногабаритных конструкций такой метод приложения сил был применен впервые [25, 13, 14].

Намеченный цикл испытаний элементов, натуральных панелей и отсеков позволил определить несущую способность конструкции и выявить недостатки как в расчетах, так и в экспериментах. Были решены вопросы, связанные с масштабами изделия, сложностью его конструктивной схемы и схемы нагружения.

Прочность ракеты Н1 была отработана без замечаний.

Опыт отработки прочности комплекса Н1–Л3 был использован при создании системы «Энергия»–«Буран». В процессе реализации плана экспериментального исследования системы пришлось встретиться с новыми проблемами при отработке прочности бака горючего (жидкий водород), динамики комплекса в целом и в ходе проведения виброударных испытаний подвесных элементов.

Остановимся на отработке прочности бака горючего (бака «Г») центрального блока (блока «Ц») РН «Энергия».

Конструкция этого бака отличается от конструкций баков ранее разрабатывавшихся РН рядом особенностей. Бак имеет значительные размеры — длину 29,2 м, диаметр 7,7 м; для его изготовления применен новый конструкционный материал (сплав 1201), который не был апробирован в тонкостенных конструкциях в части его технологичности и прочности; структура стенки бака (фрезерованная ячейка) — сложная, бак «Г» — несущий, заполнен жидким водородом (температура -253 °С). С такими большими габаритами и столь низкими температурами в ракетной промышленности до этого времени не сталкивалась. Экспериментальная база для отработки прочности подобных конструкций отсутствовала.

Для выполнения расчетных условий и достижения оптимального весового совершенства РН «Энергия» ее разработчики впервые в практике ракетостроения использовали свойство конструкционного материала (в данном случае сплава 1201) упрочняться при низких температурах, что потребовало иного подхода к отработке прочности бака «Г».

Значения механических характеристик сплава 1201 при нормальной температуре и температурах жидкого азота и водорода приведены в табл. 7.3.1.

7.3.1. Механические характеристики сплава 1201 при нормальной температуре и температурах жидкого азота и водорода

$t, ^\circ\text{C}$	$\sigma_T,$ кгс/мм ²	$\sigma_B,$ кгс/мм ²	$\delta, \%$	$E,$ кгс/мм ²
20	32...36	43...44	10	$7,2 \cdot 10^3$
-196	38...41	50...55	11...12	$7,75 \cdot 10^3$
-253	43	58...63	17...19	$7,8 \cdot 10^3$

Обозначения: t — температура; σ_T — предел текучести; σ_B — предел прочности; δ — относительное удлинение; E — модуль упругости.

Поскольку сплав 1201 существенно упрочняется при криогенных температурах, то можно было ожидать повышения несущей способности конструкции при температуре -253°C , но это необходимо было доказать путем испытаний натурного изделия. Были проанализированы три варианта решения данной задачи: отработка прочности бака без учета его упрочнения при захлаживании, с учетом упрочнения при захлаживании до температуры жидкого водорода (-253°C) и, наконец, с учетом упрочнения при захлаживании до температуры жидкого азота (-196°C).

В первом случае несущая способность должна была определяться в результате статических испытаний натурной конструкции при нормальной температуре и путем исследований прочности конструкционного материала на образцах и моделях при нормальной температуре, а также при температурах жидкого азота и жидкого водорода. При этом конструкция не могла быть нагружена расчетными нагрузками при нормальной температуре из-за ее более низкой, чем при температуре -253°C , не-

сущей способности. Во втором случае для того чтобы осуществить нагружение при температуре -253°C , необходимо было создать дорогостоящую лабораторную базу, облик которой был не вполне ясен. В связи с этим был принят третий вариант: отработка прочности бака при температуре жидкого азота.

Для реализации принятого варианта были созданы две не имеющие аналогов в мировой практике мощные лаборатории прочности: корпус комплексных температурно-прочностных испытаний (КТПИ) в ЦНИИмаш и стенд криогенно-статических испытаний (КСИ) на заводе «Прогресс» (г. Самара). Прочность бака была отработана.

Экспериментальные методы отработки термостатической прочности

Одной из главных проблем при наземной отработке термопрочности изделий РКТ является выбор объектов испытания (ОИ), в качестве которых используются как натурные элементы конструкций, так и модельные. От вида и размера ОИ зависят основные технические и экономические показатели испытаний: их объем, продолжительность, стоимость и характеристики требуемой для этого экспериментальной базы. Следовательно, необходимо, чтобы ОИ имел минимальные размеры, конструктивно и технологически отделялся от полноразмерной конструкции и, вместе с тем, позволял бы достичь цели испытаний.

Поэтому для повышения эффективности наземной отработки термопрочности используется метод разделения ОИ на части минимально возможных размеров (на детали, узлы, отсеки и т.п.) при условии достаточной точности имитации (воспроизведения) или моделирования эксплуатационных режимов их нагружения, выполнение которого, как правило, сопряжено с большими трудностями.

С учетом того, что температурный диапазон функционирования несущих элементов ракетных конструкций составляет примерно $-253...3200^\circ\text{C}$, одним из принципиальных вопросов при разработке методов их испытаний и создании соответствующей лабораторной базы является вопрос выбора рабочего тела (РТ) для ОИ.

При низкотемпературных и криогенных испытаниях в качестве РТ могут быть использованы углекислота (-73°C) и сжиженные газы: метан (-161°C), азот (-196°C) и водород (-253°C). При испытаниях до $230...430^\circ\text{C}$

пригодны жидкие кремнийорганические теплоносители. Применяемые жидкие РТ должны быть нейтральными по отношению к материалам конструкции, нетоксичными, пожаро-взрывобезопасными. При более высоких температурах, до 1230...1330 °С, могут быть использованы расплавы солей.

В значительном интервале температур используются газообразные РТ. В ряде случаев при отработке ресурсной прочности сварных или толстостенных емкостей и трубопроводов с возможными технологическими дефектами и трещинами нагружение конструкции именно газообразным РТ является принципиально важным, так как скорость развития дефектов (трещин) при нагружении объекта внутренним давлением существенно зависит от запаса энергии системы «РТ+ОИ». Поэтому гарантировать прочность объектов, эксплуатируемых под действием давления газа, возможно только с использованием при испытаниях газообразного РТ. Однако здесь необходимо учитывать взрывной характер разрушения ОИ и соответственно высокое силовое воздействие на защитные сооружения испытательных стендов.

Значительное место при проведении испытаний и проектировании экспериментальной ба-

зы занимают также вопросы создания однородных и неоднородных температурных полей по поверхности и толщине стенок ОИ [7–9, 33, 34].

Одной из экспериментальных баз, обеспечивающей наибольшие возможности при отработке термочечности высоконагруженных крупногабаритных изделий, в том числе мощных РН, работающих на низкокипящих компонентах топлив, является база ЦНИИмаш, включающая введенный в эксплуатацию в 1982–1985 гг. уникальный корпус КТПИ.

Лабораторный зал корпуса КТПИ площадью 62×46 м² оснащен двумя мостовыми кранами грузоподъемностью 100 и 50 т; высота до подкрановых путей 35 м (рис. 7.3.2).

В зале имеются три рабочих места (РМ-1, РМ-2, РМ-3) для проведения испытаний крупногабаритных конструкций. Эти места представляют собой железобетонные боксы с виброизолированными основаниями. Боксы позволяют проводить прочностные испытания при нагружении объектов большой энергоемкости (произведение разрушающего давления на объем объекта) внутренним давлением, создаваемым жидкостью или газом, а также комплексом внешних нагрузок. Основные характеристики боксов приведены в табл. 7.3.2.

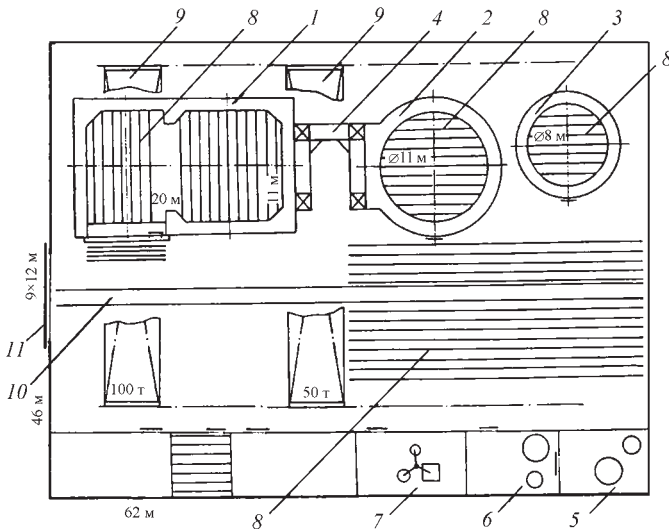


Рис. 7.3.2. План лабораторного зала корпуса температурно-прочностных испытаний:

1 — бокс РМ-1; 2 — бокс — РМ-2; 3 — бокс РМ-3; 4 — вспомогательный стол; 5 — низкотемпературный разгонный стенд; 6 — высокотемпературный разгонный стенд; 7 — стенд циклических термочечностных испытаний; 8 — силовой пол; 9 — мостовой кран; 10 — железнодорожное полотно; 11 — въездные ворота

7.3.2. Характеристики боксов

Характеристика	PM-1	PM-2	PM-3
Размеры бокса, м:			
длина	20	—	—
ширина	8...11	—	—
диаметр	—	11	8
высота	34	22	16
толщина стены	1,0	1,5	1,25
Максимальные размеры испытуемого объекта, м:			
длина	20	—	—
ширина	8	—	—
диаметр	—	8	6
высота	30	18	12
Максимальная суммарная нагрузка на силовой пол, тс	6000	6000	3600
Максимальная суммарная нагрузка на силовую стену (изгибающий момент), тс·м	16 000	9000	7000
Характеристика силового моста:			
высота установки, м	10; 22; 28	7; 13; 19	7; 13
максимальная нагрузка, тс	4800	2900	2000
Максимальная энергоемкость объектов, нагружаемых внутренним давлением, МДж:			
при гидроиспытаниях	1000	3000	800
при пневмоиспытаниях	780	1000	240

Загрузка объектов испытаний в боксы PM-2 и PM-3 осуществляется через верхние части боксов, которые могут закрываться стальными крышками. Крышки рассчитаны на воздействие ударной волны и осколков, образующихся при разрушении объектов, нагруженных давлением газа. Внутренние поверхности стен боксов и пол оборудованы силовыми прогонами для крепления объектов и испытательной оснастки. Боксы оснащены силовыми мостами, установленными на различных уровнях по высоте боксов.

Боксы обслуживаются системами со следующими основными характеристиками:

Максимальное гидравлическое давление (техническая вода), кгс/см ²	2500
Максимальное пневматическое давление (азот), кгс/см ²	2500
Максимальное разрежение, кгс/см ²	1·10 ⁻²
Максимальная температура, °С.	1200
Число автоматически регулируемых каналов нагрева.	12
Мощность одного канала, кВт	400

Минимальная температура, °С	−196
Емкость хранилища жидкого азота, м ³	880
Суммарное число каналов измерения деформации, перемещения, температуры, силы, давления	1000
Скорость опроса, каналов в секунду . . .	5000

В помещениях, примыкающих к лабораторному залу, расположены еще три рабочих места для проведения тепло- и криогенно-прочностных испытаний:

- низкотемпературный разгонный стенд;
- высокотемпературный разгонный стенд;
- стенд термоциклического знакопеременного нагружения.

Первые два стенда предназначены для исследования прочности вращающихся элементов (крыльчаток, роторов) турбонасосных агрегатов ракетных двигателей соответственно при температурах до −253 и до 1100 °С. Максимальная скорость вращения объектов массой до 15 кг составляет 100 000 об/мин, массой до 100 кг — 50 000 об/мин. Третий стенд обеспечивает отработку прочности элементов конструкций при циклическом термическом ударе: их захолаживании в жидком азоте (−196 °С), нагреве в расплаве солей (1200 °С), остывании на воздухе (20 °С).

7.3.9. ОТРАБОТКА ВИБРОПРОЧНОСТИ

Проблемы вибропрочности и виды вибропрочностных испытаний

Характерная особенность современных конструкций ЛА состоит в том, что их силовые схемы в большинстве случаев представляют собой совокупность весьма тонкостенных элементов, которые при внешних динамических воздействиях могут испытывать достаточно интенсивные вибрации в широком диапазоне частот. Вследствие случайного характера внешнего воздействия вибрации элементов конструкции также преимущественно случайны. Основным источником вибрации является двигательная установка (ДУ): пульсация тяги ДУ, переходные процессы при ее работе, акустические поля давления, пульсации аэродинамического давления и т.д. Все эти интенсивные стационарные и нестационарные вибрации объектов приводят к ухудшению эксплуатационно-технических свойств и потере прочности элементов конструкции.

Теоретические исследования на этапе проектирования РКТ включают в себя расчет внешних динамических воздействий на элементы конструкции, определение динамических характеристик, а также оценку реакции конструкции на такие воздействия. Наиболее сложной задачей является создание расчетной модели, позволяющей определять реакцию конструкции на динамические воздействия в целях установления виброрежимов ее испытаний в лабораторных условиях. Теоретические исследования важны для дальнейших исследований: они дают возможность кроме количественной находить качественную оценку степени влияния того или иного источника возбуждения вибраций конструкции на ее суммарный динамический отклик, а также определять структуру объекта испытаний и схему измерения вибраций.

Для оценки вибропрочности конструкции важное значение имеет эксперимент. Вибропрочностные испытания конструкции обеспечивают проверку ее целостности (прочности) и надежности (герметичности), определение динамических характеристик и отклика в условиях вибрационного воздействия, что существенно сокращает время отработки изделий РКТ.

Объектами испытаний могут быть полностью собранные изделия, их блоки и отсеки, отдельные агрегаты, узлы и бортовые системы. Возможные режимы нагружения конструкций могут быть определены в реальных условиях эксплуатации изделий: при их перевозке, огневых стендовых испытаниях, а также в процессе старта и полета.

В зависимости от целей экспериментальных исследований назначают следующие виды лабораторных испытаний:

конструкторско-доводочные (КДИ) на этапе проектирования и конструкторской разработки изделия;

зачетные испытания (ЗИ) на этапе проверки или подтверждения основных характеристик изделия и допуска его к летным испытаниям;

контрольно-выборочные испытания (КВИ) как на этапе серийного изготовления изделий, так и при их эксплуатации.

Задачи КДИ:

уточнение конструкторских и схемных решений изделия; определение вибропрочностных и параметрических характеристик изделия и его конструктивных элементов;

проверка вибропрочности элементов конструкции при заданных режимах их нагружения;

выявление предельных возможностей отдельных элементов при вибрационном нагружении.

В ходе ЗИ предусматривается проверка: надежности контрровок резьбовых соединений;

механической усталостной прочности узлов крепления арматуры, трубопроводов и других комплектующих элементов;

герметичности отдельных бортовых систем, агрегатов, узлов и отсеков;

надежности функционирования систем, обеспечивающих раскрытие и отделение сбрасываемых в полете агрегатов;

герметичности и юстировочных характеристик элементов конструкции испытываемого изделия;

работоспособности отдельных агрегатов, систем, отсеков и блоков изделия.

КВИ проводятся в целях подтверждения стабильности технологического процесса изготовления конструкции, обнаружения скрытых дефектов в материалах и производственного брака в процессе серийного изготовления штатных изделий.

В процессе вибрационных испытаний изделий имитируется, как правило, их длительное вибрационное нагружение при установившихся режимах эксплуатации (транспортировка, полет). Однако существуют так называемые переходные режимы эксплуатации изделий, характеризующиеся небольшим временем воздействия вибраций и их высоким уровнем, намного превышающим значения виброускорений при установившихся режимах. Современные виброкомплексы позволяют имитировать вибронагрузки на конструкцию не только при установившихся, но и при переходных режимах.

Уровень вибраций и продолжительность испытаний выбираются с учетом особенностей этапа обработки изделий, т.е. они являются различными при КДИ, ЗИ, и КВИ.

Следует особо отметить целесообразность проведения комплексных, в том числе совместных, испытаний бортовых систем, агрегатов и приборов в составе натуральных объектов при их функционировании под действием вибрационных нагрузок в лабораторных условиях, что позволит устранить отказы до проведения летных испытаний.

Важным вопросом при обработке вибропрочности конструкций является выбор параметров вибрационных воздействий, имитирующих различные условия их эксплуатации. Длительность действия виброускорений и их частотный состав определяются исходя из условий работы исследуемого объекта: продолжительность испытаний обычно выбирается равной или большей времени пребывания конструкции под воздействием вибраций. Амплитуды виброускорений и их частотный состав устанавливаются по результатам расчетов, а также по данным виброизмерений, полученным в основном в ходе экспериментов с аналогичной конструкцией. Испытательные виброрежимы должны быть эквивалентны натурным, причем критерием эквивалентности следует считать совпадение результатов их воздействия на механическую прочность изделия, устойчивость функционирования его бортовых систем, агрегатов, приборов и т.д. Особое внимание следует уделять обоснованию исходных данных, используемых для выбора виброрежимов испытаний: занижение их уровней может способствовать созданию ненадежных изделий, а завышение — может привести к необоснованным их поломкам при испытаниях и, как следствие, к необходимости поиска новых конструктивных решений. Накопленный Центром исследований прочности ЦНИИмаш опыт обработки вибропрочности изделий РКТ позволяет достаточно точно воспроизводить реальные режимы при их испытаниях [30–32, 41, 42].

Нормы вибропрочности

Требования к экспериментальной обработке конструкций РН и КА документально определены в «Нормах вибропрочности» как для классов изделий, так и для их конкретных образцов. При разработке норм вибропрочности вновь проектируемого изделия должны учитываться результаты:

лабораторной обработки вибропрочности ранее созданных конструкций;

виброизмерений при натуральных испытаниях других изделий (прототипов);

расчета динамических нагрузок, действующих на конструкцию;

прогнозирования ожидаемых уровней виброускорений силовых элементов.

Надежность работы отдельных бортовых систем, агрегатов, узлов, отсеков, возможность сохранения геометрических и юстировочных характеристик элементов конструкции, надеж-

ность систем раскрытия и отделения конструктивных элементов, а также работоспособность отдельных систем рекомендуется проверять в частотном диапазоне от 20 до 2000 Гц. Если основной целью проверки является отработка механической прочности изделия, то необходимо использовать диапазон частот от 20 до 200 Гц. Время лабораторной отработки изделий можно сократить за счет форсирования режимов их нагружения следующими путями:

исключения вибрационных нагрузок, меньших определенного уровня, заведомо не приводящего к повреждению конструкции;

увеличения частоты нагружения конструкции;

повышения интенсивности нагружения.

Для обеспечения надежности вибропрочностной отработки изделий многоразового и длительного функционирования рекомендуется проводить их усталостные испытания с учетом запаса ресурса конструкции f , равного 4...10, в зависимости от степени надежности ее отработки на вибропрочность.

В «Нормах вибропрочности» приводятся основные требования к вибронгружающему оборудованию (точности воспроизведения им задаваемых нагрузок), измерительной, регистрирующей и анализирующей аппаратуре и технологической оснастке; содержатся критерии оценки завершенности и полноты испытаний изделий, указываются пути решения проблем, возникающих в случае обнаружения различных дефектов конструкций и их разрушений. Таким образом, выработанные нормативные документы позволяют с единых позиций проводить исследования вибропрочности различных конструкций изделий РКТ с использованием универсальной экспериментальной базы.

Однако все эксплуатационные случаи нагружения не могут быть учтены в «Нормах вибропрочности»: процесс отработки вновь создаваемых ракетных комплексов носит творческий характер. При создании уникальных образцов РКТ, таких как орбитальная станция «Мир» и комплекс «Энергия»–«Буран» может быть использован подход, отличный от общего стандартизированного, что в основном связано со сложностью конструкций больших габаритов и массы, а также со спецификой их динамического нагружения.

Так, в процессе работ над комплексом «Энергия»–«Буран» его блоки и отсеки испытывались автономно, наиболее крупные из них обрабатывались на панелях с типичными узла-

ми крепления оборудования. Впервые обрабатывалась в лабораторных условиях прочность магистральных трубопроводов большой протяженности путем достижения их расчетного напряженно-деформированного состояния и определения фактического запаса прочности при динамическом нагружении. Магистральные трубопроводы подвергались комплексному динамическому, силовому, статическому, тепло-статическому, ударному, гидроударному и кинематическому нагружению, что позволило выявить наиболее нагруженные места, дефекты конструкции и, доработав ее, обеспечить необходимую прочность. Впервые проводились динамические испытания полноразмерных штатных сборок блоков, что дало возможность уточнить динамические характеристики конструкции и жесткость ее узлов.

Такой подход к динамической отработке прочности комплекса «Энергия»–«Буран», станции «Мир» и их ДУ позволил существенно сократить объемы испытаний и сроки отработки [30].

Впервые также был решен вопрос обеспечения виброресурса орбитальной станции «Мир», которая обрабатывалась комплексным путем — теоретическими расчетами режимов нагружения и уникальными виброиспытаниями натурной станции и ее модулей.

Лабораторная база вибрационной прочности

Площадь лабораторного зала корпуса вибрационных испытаний ЦНИИмаш составляет 48×30 м (рис. 7.3.3.). Грузоподъемные операции осуществляются двумя мостовыми кранами грузоподъемностью 50 и 20 т; высота до подкрановых путей 34 м. В зале имеются два вертикальных стапеля: РМ-1 и РМ-2. В стапеле РМ-1 (рис. 7.3.4.) могут испытываться объекты, имеющие диаметр до 8 м, высоту до 30 м и массу до 100 т, а в стапеле РМ-2 — соответственно 4 м, 15 м и 20 т. Зал оснащен четырьмя электрогидравлическими вибраторами (вибростендами), возбуждающее усилие каждого из которых составляет 20 тс в диапазоне частот 0...200 Гц, а также четырьмя электродинамическими вибраторами с возбуждающим усилием 10 тс в диапазоне частот 5...2000 Гц.

Система управления вибраторами позволяет нагружать испытываемые объекты гармоническими и случайными вибрациями по заданной программе как в синхронном, так и в автономном режиме работы.

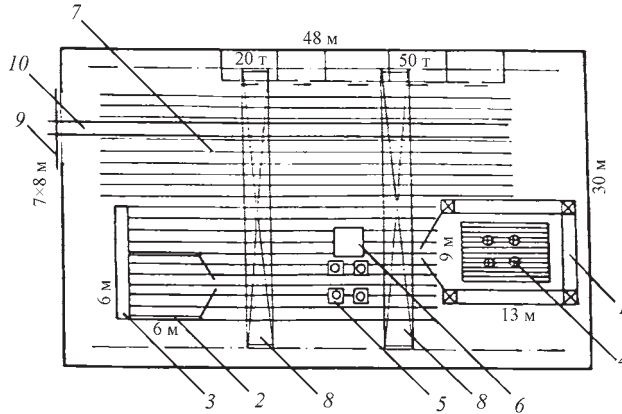


Рис. 7.3.3. План лабораторного корпуса вибрационных испытаний:

1 — ступень РМ-1; 2 — ступень РМ-2; 3 — силовая стена; 4 — электрогидравлический вибратор; 5 — электродинамический вибратор; 6 — скользящий пол; 7 — силовой пол; 8 — мостовой кран; 9 — въездные ворота; 10 — железнодорожный путь



Рис. 7.3.4. Вибропрочностные испытания рабочего отсека служебного модуля (СМ) Международной космической станции (МКС)

Отсек вывешен на упругой подвеске в вертикальном стапеле и соединен с электрогидравлическим вибратором, установленным на силовой плите ЦНИИмаш, 1995 г.

Система измерений имеет 200 каналов измерений виброускорений в диапазоне частот 5...2000 Гц; 50 каналов — в диапазоне

0...1000 Гц и 200 каналов измерений деформаций при частоте 0...1500 Гц. Измерительная информация регистрируется с помощью измерительных магнитофонов и обрабатывается аналоговой и цифровой системами. Испытуемая конструкция вывешивается на упругой подвеске при испытаниях в вертикальном направлении и на маятниковой подвеске при испытаниях в горизонтальном направлении. В последнем случае используется также скользящий стол размером 2,7x2,7 м.

7.3.10. ОТРАБОТКА УДАРНОЙ ПРОЧНОСТИ

Проблемы ударной прочности

Действие, производимое кратковременными нестационарными нагрузками на ракетно-космические конструкции, характеризуется рядом существенных особенностей, требующих специфических методов расчета, экспериментальной отработки, принципов проектирования и выбора конструкционных материалов.

Динамический эффект при деформации упругой системы определяется ускорением, с которым прикладывается нагрузка. Учет воздействия интенсивных кратковременных нагрузок значительно осложнил проектирование конструкций РКТ. Это связано с тем, что ударные нагрузки изменяются в очень широком диапазоне: по длительности — от 10^{-6} до 10^{-2} с и по давлению — от 10^2 до 10^5 кгс/см². Эффект воздействия таких нагрузок различен. Наиболее

кратковременные имеют длительность, соизмеримую со временем прохождения волн деформации по толщине стенки корпуса конструкции. Поэтому расчет НДС, основанный на теории тонкостенных оболочек, неприемлем.

Анализ теоретических и экспериментальных данных показал, что процесс деформирования имеет две независимые стадии. Давление с длительностью 10^{-6} с формирует в стенке оболочки волну сжатия материала и волну его разгрузки при отражении от внутренней свободной поверхности. На этой волновой стадии с длительностью h/c (где h — толщина стенки; c — скорость звука в материале стенки) вследствие взаимодействия волн сжатия и разгрузки возможны откольные явления в материале несущего или теплозащитного слоя, что может быть критичным для прочности конструкции.

На второй стадии ударного нагружения с длительностью R/c (где R — радиус оболочки) конструкция находится в напряженном состоянии, свойственном тонким оболочкам, с преобладанием деформаций сжатия; для расчета прочности при таком нагружении применима оболочечная теория. В этом случае критичным является разрушение корпуса конструкции (полное разрушение или появление потери формы с остаточными пластическими деформациями).

Теория потери устойчивости тонкостенных оболочечных элементов при импульсном нагружении в корне отличается от постановки задачи при статическом подходе, когда сжимающая нагрузка прикладывается с большим ускорением и затем остается постоянной. В этом случае инерционные нагрузки вызывают дополнительные перемещения (прогиб) стенки оболочки: происходит сложение динамических и статических перемещений. Динамический эффект определяется отношением суммарного перемещения к статическому. В случае же импульсного нагружения физическая картина другая: нет постоянной статической нагрузки, и колебания стенки оболочки происходят относительно начального положения, вследствие чего разрушающая нагрузка может быть существенно выше статической. Поэтому нет надобности вводить понятие коэффициента динамичности, который может ввести в заблуждение.

Большинство конструкций, которые отрабатываются на воздействие высокоинтенсивных кратковременных нагрузок, должны удовлетворять часто противоречивым требованиям: иметь жесткие весовые ограничения, сочетать в себе прочность при статическом и

ударном нагружениях, быть способными функционировать в условиях сильного аэродинамического нагрева, а также удовлетворять целому ряду условий, которые диктуются не соображениями прочности, однако влияют на выбор конструктивно-силовой схемы. Поэтому в конструкциях данного типа применяются весьма разнообразные по своим свойствам материалы, как металлические, так и композиционные с различными видами симметрии армирующей решетки. Для предотвращения откольных явлений на волновой стадии в состав многослойного «пакета», образующего стенку ЛА, в ряде случаев вводятся демпфирующие слои из специальных материалов, которые растягивают волну сжатия, одновременно снижая давление ее фронта. Для правильного выбора материала силовой конструкции и вспомогательных (главным образом теплозащитных) покрытий требуются исследования физико-механических характеристик материалов, определяющих их поведение при высокоинтенсивном ударном нагружении.

Лабораторная база и методы отработки ударной прочности

Экспериментальные исследования по отработке ударной прочности проводятся в корпусе динамических испытаний ЦНИИмаш, который включает в себя лабораторный зал площадью 42×24 м, три взрывные камеры (большую, обозначаемую как рабочее место РМ-1, среднюю — РМ-2 и малую — РМ-3) и зал баллистических установок площадью 36×18 м (рис. 7.3.5.). Взрывные камеры, являющиеся основным элементом экспериментальной базы ударной прочности, представляют собой железобетонные конструкции, стены которых имеют цилиндрическую форму, а потолки — полусферическую. Основные технические характеристики камер приведены в табл. 7.3.3.

Ударное воздействие на испытываемую конструкцию осуществляется способами:

сбрасывания объекта испытаний на основании с заданными упругими свойствами;

подрыва штатных пиротехнических средств разделения;

подрыва специально приготовленного заряда ВВ, обеспечивающего воспроизведение на поверхности объекта распределенных по заданному закону ударных нагрузок;

использования толкателя (поршня, снабженного штоком), приводимого в действие подрывом заряда ВВ.

7.3.11. ОТРАБОТКА ПРОЧНОСТИ С УЧЕТОМ АКУСТИЧЕСКОГО НАГРУЖЕНИЯ

К важнейшим факторам, определяющим НДС несущих элементов изделий РКТ, работоспособность систем, приборов и агрегатов, относятся акустические нагрузки. Они существенным образом влияют на ресурс конструкции, оборудования, агрегатов и приборов. Влияние акустических нагрузок на конструкции вызывает наибольшие затруднения при выработке режимов нагружения и анализе нештатных ситуаций.

Элементы корпусов ЛА в зонах наиболее интенсивных акустических воздействий могут испытывать звуковые давления, превышающие 170 дБ. В условиях действия звукового давления такой высокой интенсивности в конструкции действуют значительные напряжения, которые могут вызвать усталостные разрушения даже после кратковременного нагружения. Наиболее распространенным видом усталостных повреждений обшивки от акустических воздействий являются разрушения отдельных панелей, обломок и подкрепляющих элементов.

Исследования возникновения и распространения зон усталостного разрушения панелей обшивки показывают, что трещины чаще всего начинают появляться у заклепочных отверстий и на других участках, включающих концентраторы напряжений. Дальнейшее акустическое нагружение приводит к быстрому возникновению новых зон разрушения вдоль заклепочного шва [24]. Действие такого механизма разрушения конструкции при акустическом нагружении может приводить к возникновению очагов разрушения, охватывающих участки обшивки значительной протяженности с последующим отрывом их от основной конструкции.

При интенсивных акустических воздействиях наряду с проблемой усталостного разрушения важное значение имеют задачи о влиянии акустических нагрузок на несущую способность подкрепленных участков обшивки [24].

Важный класс задач по проблеме акустической прочности и устойчивости конструкций связан с определением НДС элементов конструкций при выпучивании в акустическом поле. Решение этих задач должно основываться на расчетных моделях, отражающих нелинейные эффекты, свойственные процессам деформации конструкций в реальных условиях совместного действия акустических нагрузок и статических усилий [22, 23].

Важнейшей характеристикой акустических воздействий, от которой в определяющей мере зависит уровень динамических нагрузок, реализуемых в элементах конструкций, является функция пространственной корреляции пульсаций давлений. Конкретное представление указанной характеристики определяется этапом эксплуатации изделия (например, старт, полет в условиях действия максимального скоростного напора, полет в плотных слоях атмосферы на участке возвращения и т.д.). В связи с этим представляет практическую ценность разработка алгоритмов и программ, позволяющих проводить численный анализ НДС элементов конструкций в зависимости от вида функции пространственной корреляции акустических давлений [23]. Программа является универсальной по отношению к выбору граничных условий закрепления панелей (шарнирное закрепление, заделка, точечное закрепление и их комбинации). В результате решения задачи определяются спектральные плотности и среднеквадратические значения для перемещений, перегрузок и напряжений в интересующем диапазоне частот.

Акустические вибрации представляют собой сложные динамические процессы, возникновение которых связано со специфическим пространственным взаимодействием конструкций с пульсациями давлений в окружающей среде, каковыми являются звуковые колебания. Поэтому критерием оценки акустической прочности конструкции ЛА и устойчивости функционирования его различных приборов и систем являются их испытания с применением акустических установок.

При акустических испытаниях проверяются нормативные значения режимов вибраций частей конструкции, акустическая прочность элементов силовой схемы, надежность функционирования приборного оборудования, систем и агрегатов в реальных условиях акустического нагружения.

Современные акустические установки создают звуковые колебания с уровнем 160 дБ и выше и имеют частотный диапазон от 10 Гц до 10 кГц. Подобные акустические камеры воспроизводят спектр случайных акустических давлений типа белого шума. При этом важной является возможность имитации высокочастотного диапазона акустических воздействий и отделения акустических вибраций от колебаний механического происхождения, имеющих сравнительно низкие частоты.

Иллюстрацией эффективности использования акустических испытаний при решении задач динамического нагружения и прочности конструкций являются, например, результаты анализа данных, полученных при акустических испытаниях типовых подкрепленных панелей корпуса РН «Энергия» [23].

В результате проведения этих испытаний были получены данные по уровням виброн нагружения и НДС конструкции, подтверждающие акустическую прочность каркасных отсеков центрального блока изделия, что позволило сделать выводы о прочности указанных элементов конструкции на случай акустического нагружения к этапу натурных испытаний центрального блока и к этапу летных испытаний комплекса «Энергия»–«Буран».

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Балабух Л.И., Алфутов Н.А., Усюкин В.И. Строительная механика ракет. М.: Выш. шк., 1984.
2. Болотин В.В. Случайные колебания упругих систем. М.: Наука, 1979.
3. Быков Д.Л. О некоторых методах решения задач теории пластичности // Упругость и неупругость. МГУ. 1975. Вып. 4.
4. Быков Д.Л. О некоторых соотношениях между инвариантами напряжений и деформацией в физически нелинейных средах // Упругость и неупругость. МГУ. 1971. Вып. 2.
5. Быков Д.Л. Основные проблемы обеспечения прочности твердотопливных зарядов // Космонавтика и ракетостроение. 1995. Вып. 4.
6. Волков Н.И. О влиянии третьего инварианта на характеристики хрупких материалов // Проблемы прочности. 1974. № 10.
7. Грибанов В.Ф., Крохин И.А., Паничкин Н.Г. и др. Прочность, устойчивость и колебания термонапряженных оболочечных конструкций. М.: Машиностроение, 1990.
8. Грибанов В.Ф., Паничкин Н.Г. Связанные и динамические задачи термоупругости. М.: Машиностроение, 1994.
9. Грибанов В.Ф., Рембеза А.И., Голиков А.И. и др. Методы обработки научных и народнохозяйственных ракетно-космических комплексов. М.: Машиностроение, 1995.
10. Дегтярев В.П. Деформации и разрушения в высоконапряженных конструкциях. М.: Машиностроение, 1987.
11. Дегтярев В.П. Исследование процессов деформации и разрушения материалов и элементов конструкций ракетно-космической техники // Космонавтика и ракетостроение. 1995. Вып. 4.
12. Заби́ров И.Х., Старцев В.Г., Судомоев А.Д., Фельдштейн В.А. Исследование ударной прочности ракетных конструкций // Космонавтика и ракетостроение. 1995. Вып. 4.
13. Знаменский П.М. Решение задачи передачи сосредоточенных сил на пластину с помощью балки, работающей совместно с пластиной // Тр. НИИ-88. 1956. Вып. 5 (17).
14. Знаменский П.М. Решение контактной задачи цилиндрической оболочки, подкрепленной упругими шпангоутами, нагруженной сосредоточенными силами // Тр. НИИ-88. 1958. Вып. 2 (26).
15. Ильющин А.А. Пластичность. М.: Гостехиздат, 1948.
16. Кармишин А.В. Потенциальная энергия деформации непологой ортотропной оболочки неоднородного строения // Изв. АН СССР. МТТ. 1976. № 4.
17. Кармишин А.В. Устойчивость круглых цилиндрических оболочек при эксцентричном сжатии // Тр. НИИ-88. 1953. Вып. 4 (16).
18. Кармишин А.В., Жуков А.И., Колосов В.Г. и др. Методы динамических расчетов и испытаний тонкостенных конструкций. М.: Машиностроение, 1990.
19. Кармишин А.В., Лиходед А.И., Сушин С.Н. Основные вопросы обработки прочности ракетных конструкций // Космонавтика и ракетостроение. 1995. Вып. 4.
20. Кармишин А.В., Кильдибеков И.Г. Задачи динамики конструкций летательных аппаратов при интенсивных акустических воздействиях // Проблемы надежности летательных аппаратов: сб. ст. М.: Машиностроение, 1985.
21. Кармишин А.В., Скурлатов Э.Д., Старцев В.Г., Фельдштейн В.А. Нестационарная аэроупругость тонкостенных конструкций. М.: Машиностроение, 1982.
22. Кильдибеков И.Г. Исследование нелинейных колебаний и выпучивания цилиндрической оболочки при интенсивных акустических воздействиях // Прикладная механика. 1978. Т. 14. Вып. 7.
23. Кильдибеков И.Г. Оработка прочности ракетных конструкций с учетом их акустического нагружения // Космонавтика и ракетостроение. 1995. Вып. 4.
24. Кильдибеков И.Г., Мищюк А.А. Исследование несущей способности подкрепленных

панелей в акустическом поле // Прикладная механика. 1971. Т. 7. Вып. 12.

25. **Климонов О.П., Маненок Л.М., Матвеев В.В.** Отработка статической прочности ракет-носителей // Космонавтика и ракетостроение. 1995. Вып. 4.

26. **Королев В.И.** Слоистые анизотропные пластинки и оболочки из армированных пластмасс. М.: Машиностроение, 1965.

27. **Лиходед А.И.** Методические основы расчета нагрузок. Определение внутренних силовых факторов: справочно-методический материал. ЦНИИмаш, 1984.

28. **Лиходед А.И.** О сходимости метода разложения по собственным формам колебаний в задачах динамического нагружения // Изв. АН СССР. МТТ. 1986. № 1.

29. **Лиходед А.И.** Построение механических аналогов для оболочек, последовательно включаемых в стержневую систему // Прикладная механика. 1986. Т. XXII. № 9.

30. **Малинин А.А.** Вибрационная прочность конструкций ракет-носителей и космических аппаратов // Космонавтика и ракетостроение. 1995. Вып. 4.

31. **Малинин А.А.** Идентификация колебаний при расчете тонкостенных конструкций с упруго присоединенными грузами // Прикладная механика. 1982. Т. XVIII. № 8.

32. **Малинин А.А.** Собственные колебания оболочек открытого профиля с сосредоточенными включениями // Изв. АН СССР. МТТ. 1973. № 3.

33. **Осадчий Я.Г.** К постановке задач экспериментального исследования прочности конструкции летательных аппаратов в лабораторных условиях с учетом температурных режимов // Науч. чтения по авиации и космонавтике: сб. ст. М.: Наука, 1981.

34. **Осадчий Я.Г.** Основные проблемы отработки термпрочности конструкций // Космонавтика и ракетостроение. 1995. Вып. 4.

35. **Панферов В.М.** Некоторые вопросы теории ползучести // Тр. НИИ-88. 1957. Вып. 5 (23).

36. **Панферов В.М., Коротков А.В., Дегтярев В.П.** Механические свойства некоторых сталей и сплавов при низких и высоких температурах // Тр. НИИ-88. 1959. Вып. 1 (31).

37. **Разработка** методов статических испытаний на прочность корпусов ракет дальнего действия и зенитных ракет: НТО. НИИ-88. 1949.

38. **Руководство.** Прочность конструкций. Т. 1. Кн. 1. Методы расчета нагрузок в конст-

рукциях пакетных схем при отделении подсистем. ЦНИИмаш, 1986.

39. **Руководство.** Прочность конструкций. Т. 1. Кн. 2. Методы расчета нагрузок в конструкциях пакетной компоновки при случайных внешних воздействиях. ЦНИИмаш, 1986.

40. **Руководство.** Прочность конструкций. Т. 2. Кн. 1. Методы определения динамических нагрузок при переходных процессах. ЦНИИмаш, 1979.

41. **Руководство.** Прочность конструкций. Т. 3. Кн. 1. Основные положения идеологии и методов проведения вибрационных испытаний изделий. ЦНИИмаш, 1991.

42. **Руководство.** Прочность конструкций. Т. 3. Кн. 2. Оборудование для проведения вибрационных испытаний изделий. ЦНИИмаш, 1986.

43. **Степкин С.Н., Сухинин С.Н.** Экспериментально-теоретическое исследование устойчивости вафельных оболочек с учетом параметров анизотропии // РКТ. ЦНИИмаш. 1995. Сер. II. Вып. I.

44. **Сухинин С.Н.** Модели сопротивления и особенности поведения при потере устойчивости трехслойных оболочек из композитных материалов // Проблемы машиностроения и надежности машин. РАН. 1994. № 5.

45. **Сухинин С.Н., Никитин Е.Н.** Испытательные комплексы для прочностной отработки летательных аппаратов. М., Министерство обороны СССР, 1989.

46. **Цыбров А.Т., Климонов О.П.** Устойчивость цилиндрических оболочек в области неустановившейся ползучести (методика экспериментальных исследований) // Тр. НИИ-88. 1957. Вып. 5 (23).

47. **Шолухов В.Г.** Измерение упруго-пластических деформаций с помощью проволочных тензодатчиков сопротивления / Тр. НИИ-88. 1957. Вып. 5 (23).

Глава 7.4

ЛЕТНЫЕ ИСПЫТАНИЯ КОМПЛЕКСА И ЕГО ИЗДЕЛИЙ

Общие требования к летным испытаниям (ЛИ)

ЛИ комплекса называют испытания комплекса и его изделий в штатном исполнении в реальных условиях их функционирования и эксплуатации (применения по целевому назначению). Иногда, если это целесообразно по

техническим, экономическим или временным соображениям, ЛИ отдельных изделий комплекса могут проводиться в составе других комплексов в процессе их ЛИ или эксплуатации (при сопутствующих пусках этих изделий, например систем аварийного спасения, научной, целевой или служебной бортовой аппаратуры, стартовых сооружений и т.д.).

ЛИ являются приемочными государственными испытаниями комплекса. Общее руководство ЛИ осуществляет государственная комиссия (госкомиссия), назначаемая Правительством РФ по совместному представлению государственного заказчика, заинтересованных министерств и ведомств и головного предприятия — разработчика комплекса. Для комплексов коммерческого назначения госкомиссию назначают решением заказчика этого комплекса по согласованию с Правительством РФ или федеральным органом исполнительной власти, назначенным Правительством РФ, заинтересованными министерствами (ведомствами) и головным предприятием — разработчиком комплекса.

ЛИ комплекса и его изделий проводят совместно государственный заказчик, головное предприятие — разработчик комплекса, заинтересованные министерства (ведомства), предприятия и организации, участвующие в создании комплекса, по согласованной и утвержденной программе летных испытаний комплекса. Программу ЛИ комплекса разрабатывает головное предприятие — разработчик комплекса совместно с предприятиями-исполнителями. Она согласовывается с полигоном, головными НИИ заказчика и промышленности (ГНИО РКП). Программу рассматривает Совет главных конструкторов и госкомиссия и по их представлению утверждает государственный заказчик комплекса.

Программа ЛИ комплекса может предусматривать проведение летно-конструкторских и зачетных испытаний или их совмещение.

Для каждого конкретного комплекса порядок проведения ЛИ определяют государственный заказчик и головное предприятие — разработчик комплекса совместным решением, согласованным головными НИИ государственного заказчика и промышленности (ГНИО РКП) и в случае необходимости потребителями космической продукции (услуг).

Основными задачами летно-конструкторских испытаний являются:

проверка достаточности и эффективности экспериментальной отработки изделий комплекса в целом;

проведение той отработки комплекса и его изделий, которую технически невозможно или экономически нецелесообразно выполнять в наземных условиях;

проверка и отработка эксплуатационной документации в условиях эксплуатации и в реальных условиях функционирования.

Основными задачами зачетных ЛИ являются:

определение возможности принятия комплекса в эксплуатацию и (или) решения комплексом целевых задач;

разработка рекомендаций по постановке изделий комплекса на серийное производство (если предусмотрено серийное изготовление).

Программа ЛИ является основным документом, по которому проводят ЛИ комплекса и его изделий и определяют задачи каждого пуска. Выпуск других документов взамен нее не допускается. Порядок разработки, согласования и утверждения изменений или уточнений, вносимых в утвержденную программу, является таким же, что и для самой программы. Изменения, связанные с увеличением числа выделенных РН, КА, утверждает Правительство РФ по совместному представлению государственного заказчика, госкомиссии и головного предприятия — разработчика комплекса. Одновременно с разработкой изменений или уточнений программы головное предприятие-разработчик обязано выпустить отчет (справку) с обоснованием необходимости внесения этих изменений или уточнений.

Программа ЛИ комплекса включает в себя: цели и задачи испытаний, требования к испытаниям и порядок их выполнения;

перечень, состав, назначение объектов испытаний, включая число и порядок испытаний;

порядок и последовательность подтверждения характеристик комплекса и требований, заданных ТТЗ (ТЗ);

перечень программ и методик определения и оценки характеристик комплекса, его составных частей и элементов, программ и методик подготовки и проведения этих испытаний;

перечень частных программ проведения испытаний для отдельных изделий комплекса, включая те, которые испытываются в составе других комплексов;

порядок полной обработки телеметрической информации и внешних траекторных измерений;

порядок проверки и отработки эксплуатационных характеристик и эксплуатационной документации;

порядок подтверждения заданных в ТТЗ (ТЗ) требований к надежности и безопасности (в том числе экологической) комплекса, его составных частей и систем (с учетом результатов экспериментальной отработки);

виды испытаний (летно-конструкторские, зачетные), их задачи и содержание, распределение объектов по видам испытаний, включая число и порядок пусков;

мероприятия по защите окружающей среды, в том числе при возникновении аварийных ситуаций;

порядок поставок изделий, оборудования и документации, а также подготовки на техническом и стартовом комплексах изделий к пуску и применению их по целевому назначению;

состав сил и средств обеспечения пусков и управления полетом, порядок работы основных и вспомогательных служб;

порядок и форму отчетности по всем видам испытаний.

К программе ЛИ комплекса в качестве приложения прилагаются программы и методики определения и оценки технических характеристик комплекса, его составных частей и систем, штатная циклограмма функционирования, перечень возможных нештатных (аварийных) ситуаций, циклограмм выхода из них и проведения ремонтных работ.

Решение о начале ЛИ комплекса, а также о проведении каждого запуска КА с экипажем принимает госкомиссия на основании рассмотрения результатов экспериментальной отработки, итогов подготовки к ЛИ, заключений государственного заказчика, головных НИИ заказчика и ГНИО РКП о технической готовности комплекса к ЛИ.

К ЛИ допускают изделия, изготовленные по конструкторской документации, имеющей литеру «О», и соответствующей технологической документации, принятые отделом технического контроля и представителем заказчика.

Поставку изделий, предназначенных для ЛИ, разрешают после завершения запланированного объема экспериментальной отработки (включая завершение работ по устранению выявленных замечаний), результаты которой должны быть оформлены итоговым отчетом.

В отдельных случаях поставки разрешают до оформления итогового отчета по заключению генерального (главного) конструктора изделия с последующим выпуском этого отчета до осуществления пуска.

По каждому пуску составляют технические отчеты в соответствии с требованиями нормативно-технических документов.

Работы по исследованию причин аварий и отказов изделий в полете, по разработке и реализации мероприятий по их устранению проводят по специальным программам, которые должны предусматривать проведение необходимых расчетно-теоретических и (или) экспериментальных проверок эффективности и достаточности проведенных доработок изделий и мероприятий, исключающих повторение выявленных причин аварий и отказов. По результатам работ выпускают технические отчеты.

После аварийного пуска, пуска с отказами изделий или невыполнением требований программы ЛИ (задача полета) последующий пуск осуществляют только после устранения причин аварии или отказа (невыполнение требований), подтверждения достаточности принятых мер по устранению и предупреждению этих причин. Решение о продолжении испытаний после аварийного пуска принимает госкомиссия на основании заключения аварийной комиссии, заключений генерального конструктора комплекса и НИИ заказчика и ГНИО РКП.

Обеспечение безопасности ЛИ является важнейшим в любой программе ЛИ, так как разрушение материальной части, а тем более ранение или гибель людей может привести к большому непредусмотренным затратам и даже к закрытию программы создания комплекса или, как минимум, приостановке испытаний на большие сроки. Достаточно привести известные факты. После аварии с человеческими жертвами в США при запуске корабля «Спейс шаттл» последующие полеты были приостановлены на 32 месяца. После аварии с тремя космонавтами на космическом корабле «Союз» его последующий полет с людьми на борту прошел через 26 месяцев.

Среди разрушений материальной части самые важные и дорогостоящие связаны с участком старта и начальным участком полета. Это обусловлено большой стоимостью стартовых сооружений (соизмеримых со стоимостью 10–20 пусков), порой их единичностью (как, например, для системы «Энергия» или «Спейс шаттл»), а также тяжелыми последствиями

взрывов носителей, имеющих энергетику топлива, эквивалентную порой мощному взрыву по интенсивности возникающих ударных волн. Поэтому обеспечение безопасности старта и персонала, жителей территорий, прилегающих к местам проведения испытаний, является важной задачей программы безопасности ЛИ. Это обуславливает требования по многообразности использования стартовых комплексов, по удалению во время испытания не участвующего в нем персонала и местных жителей на безопасное расстояние в защищенные места, по нахождению поблизости от места старта пожарных команд, по внедрению систем аварийного спасения космонавтов (САС) при работе с пилотируемыми комплексами, по ликвидации проливов и остатков компонентов ракетного топлива и т.п.

Для решения таких задач практикуют «бросковые» или «укороченные» испытания первых ступеней РН с недозаправкой их топливом.

Следующим фактором, определяющим безопасности пусков, является обеспечение попадания сбрасываемых ступеней и отделяющихся элементов РН в выделенные для этого полосы отчуждения. С развитием многообразных систем будут получать распространение ступени многообразного использования с применением их на парашютах или другими способами в выделенных местах.

Для пилотируемых кораблей в целях повышения безопасности экипажа обеспечиваются дублирование средств спасения экипажа (например, ручная и автоматическая системы управления, основной и дополнительный парашюты), эффективная система поиска экипажа (особенно при приводнении в океан, как в США). Например, для космического корабля «Союз» предусмотрен вариант парашютных систем даже в случае отказа системы управления аппарата по крену (т.е. при полете при создании предусмотренного программой аэродинамического качества).

Подтверждение заданных тактико-технических характеристик комплекса и его отдельных систем и элементов является основной задачей ЛИ. Оно проводится путем сопоставления предусмотренных в ТТЗ (ТЗ) и реализованных в процессе ЛИ технических характеристик и параметров. К ним относят в первую очередь:

циклограммы выхода двигателя на режим, времени включения и выключения дви-

гателей, времени разделения и отделения ступеней, отделения КА, открытия парашютных систем;

параметры траектории полета (высоту и дальность со временем);

углы атаки, рыскания, тангажа;

баллистические характеристики комплекса (перегрузки, массу со временем, составляющие скорости);

характеристики органов управления (углы отклонения рулей или рулевых двигателей);

давление в камерах двигателей, снаружи, внутри ступеней и отсеков, расход топлива, температура.

Так как внешнетраекторные и баллистические параметры существенно зависят от параметров атмосферы по траектории полета, проводят ее предварительное зондирование с помощью различных метеорологических средств. Зондирование атмосферы выполняют в тех случаях, когда имеются ограничения на условия полета по скорости ветра при старте. В результате сопоставления устанавливается соответствие заданных в ТТЗ (ТЗ) и полученных при ЛИ тактико-технических характеристик и соответствие полученных при этом и допустимых значений параметров. При сопоставлении используют данные внешнетраекторных измерений, бортовой системы измерений, результаты осмотра и анализа найденной материальной части.

Особенно сложным является вопрос подтверждения тактико-технических характеристик при их граничных значениях, в том числе применительно к максимальной по проекту дальности полета, если эта дальность не может быть достигнута в ходе ЛИ. В этих целях предварительно, до проведения ЛИ, разрабатываются и утверждаются всеми заинтересованными организациями методики пересчета полученных в ходе ЛИ данных по граничным предельным значениям параметров (по установлению максимальной дальности, ее разбросов, перегрузок и запасов прочности температурных режимов и уносов теплозащитных покрытий и т.д.).

Одной из основных задач ЛИ является подтверждение требуемой надежности комплекса и его изделий. Именно эта задача определяет, как правило, число пусков по программе ЛИ.

Объективное противоречие, возникающее при разработке программы ЛИ, заключается в необходимости иметь достаточно большое число

пусков для подтверждения обычно очень высокого уровня надежности, требуемого заказчиком, с одной стороны, и ограниченности объема материальной части и сроков, которые может предоставить заказчик — с другой.

В ряде случаев требуемая надежность отдельных систем комплекса, определяемая в ходе наземных испытаний, к началу ЛИ может быть еще не достигнута, и должно быть принято согласованное решение, задерживать ли начало ЛИ или разрешить проведение работ по подтверждению заданного уровня надежности этой системы в наземных условиях совместно с проведением ЛИ. Наиболее сложным является вопрос определения уровня надежности комплекса, если в ходе ЛИ произошла авария или имело место невыполнение задач пуска. К настоящему времени выработан следующий подход. Если причины данных обстоятельств установлены и заключались в неисправности, допустим, систем 1 и 2, то остальные системы, эксплуатировавшиеся в пуске, считаются работоспособными и в оценках их надежности учитываются как зачетные, успешные. В системах же 1 и 2 определяются элементы, приведшие к отказу, изменяются требования к их работе или они дорабатываются с обязательным подтверждением доработки расчетно-теоретическим и (или) экспериментальным путем. Если при следующем пуске и в полете отказов в системах 1 и 2 не произошло, их надежность оценивается с учетом изложенного выше методического подхода определения уровня надежности комплекса.

Решение о начале ЛИ комплекса, а также о проведении запуска КА с экипажем принимает госкомиссия на основании рассмотрения результатов экспериментальной отработки, итогов подготовки к ЛИ и готовности полигона (космодрома), средств управления, специального и поисково-спасательных комплексов, а также заключений заказчика, головных НИИ государственного заказчика (заказчика) и промышленности (ГНИО РКП) о технической готовности комплекса к ЛИ.

В процессе ЛИ могут проводиться специальные испытания — испытания по проверке параметров и характеристик изделий, которые в силу своей специфики проводятся по отдельным спецпрограммам и в сроки, определенные рабочими документами сквозного планирования создания комплекса или оговоренные совместным решением головного разработчика и заказчика.

Так, наряду с проведением ресурсных испытаний ДУ в процессе ЛИ могут продолжаться аналогичные испытания в наземных условиях. Наряду с проведением ресурсных испытаний приборов, установленных в орбитальной станции и в искусственных спутниках, могут продолжаться соответствующие испытания в вакуумных камерах, одновременно с работами по программе ЛИ могут проводиться работы в наземных условиях по обследованию различных нештатных ситуаций (испытания на прочность, газодинамическое и тепловое нагружение и т.д.), ресурсные испытания изделий длительного функционирования, испытания длительным хранением, транспортировочные испытания и т.д.

Анализ аварийных ситуаций, данных телеметрических и внешнетраекторных измерений организует госкомиссия. Для этого при ней создаются различные группы и комиссии экспертов, ведущих всесторонний анализ всей информации о случившемся: доступной информации с материальной части (если ее возможно найти), метеорологической обстановке при пуске, показаний приборов и т.д. По результатам анализа устанавливается одна или несколько версий случившегося, которые имитируются с использованием наземной экспериментальной базы, численного эксперимента, новой (или старой) материальной части. В случае подтверждения выдвинутой версии разрабатываются мероприятия по ликвидации возникшей ситуации (например, путем изменения условий эксплуатации, доработки материальной части, замены приборов и т.д.) и уточняется стратегия проведения следующих ЛИ.

После аварийного пуска, пуска с отказами изделий в полете или невыполнением требований, оговоренных в ТТЗ (ТЗ) и влияющих на технические или тактико-технические характеристики изделий, последующий пуск осуществляют только после устранения причин аварии или отказа, выполнения необходимых расчетно-теоретических и (или) экспериментальных работ, подтвердивших эффективность и достаточность принятых мер или реализаций мероприятий, исключающих повторение причин аварии или отказа изделия в полете.

Анализ результатов ЛИ

ЛИ содержат огромную и порой уникальную информацию не только по поведению отдельных элементов и системы в целом, но и по физическим процессам, имеющим место при

испытаниях комплекса. Эти физические процессы, протекающие к тому же во взаимосвязи между собой, часто не могут быть смоделированы на наземной экспериментальной базе, и полученная в ЛИ информация по ним представляет исключительную научную ценность. По каждому пуску независимо от его результата организации и предприятия по изделиям собственной разработки и изготовления проводят анализ полученных данных, выявленных отказов и неисправностей, а также случаев нахождения параметров на границе допусков. Представляются как частные отчеты по функционированию отдельных узлов, приборов, систем, так и общие — по функционированию стартового комплекса, первой и последующих ступеней РН, КА или головной части (ГЧ) и т.д. Особое внимание уделяют соответствию заложенных при разработке проекта и использованных до выхода на ЛИ и полученных в ходе ЛИ характеристик. Делают выводы о работоспособности тех или иных приборов и систем в комплектации, предшествующей выходу на ЛИ, или с учетом доработок, последовавших в ходе ЛИ. Подтверждают или уточняют тактико-технические характеристики комплекса (например, по максимальной дальности,

разбросам приземления КА или рассеянию ГЧ, массе выводимых КА, ГЧ, ИСЗ), ресурсы работы систем, условия, в которых они могут функционировать, данные по надежности систем и путям дальнейшего повышения надежности (если она еще не достигла заданного уровня). На основании такого всестороннего рассмотрения дают оценку полноты выполнения программы ЛИ и делают заключение о возможности приема комплекса в эксплуатацию.

По окончании ЛИ комплекса госкомиссия составляет акт (отчет) о результатах этих испытаний с оценкой выполнения программы ЛИ комплекса и заключением о возможности приема комплекса в эксплуатацию (применения комплекса по назначению). Акт (отчет) подписывают председатель и члены госкомиссии, и он представляется государственному заказчику. К акту прилагают технический отчет с результатами выполнения программы и перечень недостатков (если они имеют место) с рекомендациями и предложениями по их устранению. Государственный заказчик и госкомиссия готовят соответствующие директивные документы о приеме комплекса в эксплуатацию.

Раздел 8

НАЗЕМНЫЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ОБЪЕКТЫ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ. ПОДГОТОВКА К ПУСКУ И ПУСК РАКЕТ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

Первые в нашей стране ракетные комплексы (РК) были созданы в соответствии с Постановлением Правительства СССР от 13 мая 1946 г. № 1017-419. Эти РК испытывались и доводились до достижения требуемых тактико-технических характеристик (ТТХ) на полигоне Капустин Яр.

К созданию этой техники руководство страны подключило ряд отраслей промышленности и определило в них головные КБ и НИИ, ответственные за создание РК в целом и в их составе ракет и наземного технологического оборудования, а также за дальнейшее развитие под их руководством отечественной ракетной техники.

Под руководством ГСКБ Спецмаш (позднее ФГУП «КБОМ им. В.П. Бармина») с привлечением к работам смежных предприятий в конце 1940-х — начале 1950-х гг. были созданы технические позиции и в составе стартовых позиций грунтовые передвижные стартовые комплексы для первых в нашей стране боевых ракет Р-1 и Р-2, а позднее для ракет Р-5М, Р-12, Р-14 и др.

Во второй половине 1950-х гг. в связи со значительным увеличением в нашей стране объемов работ по ракетной технике к выполнению задач головного конструкторского предприятия по созданию наземных объектов для ракеты Р-16 были привлечены КБ Новокраматорского машиностроительного завода и ЦКБ-34 (ныне КБ специального машиностроения — КБСМ), а в середине 1960-х — начале 1970-х гг. для обеспечения более интенсивного освоения космоса и создания ракетно-ядерного щита нашей страны к решению таких же задач по наземным технологическим объектам дополнительно были привлечены КБ транспортного машиностроения (КБТМ), КБ транспортно-химического машиностроения (КБТХМ), ОКБ «Вымпел», Московский институт тепло-техники (МИТ) и другие предприятия.

Работы, выполняемые головными конструкторскими предприятиями совместно со смежными предприятиями по созданию наземных технологических объектов, представлены ниже на схеме.

Наземные технологические объекты в РКТ по своему функциональному назначению разделяются на стартовые (СК), технические (ТК) комплексы и заправочно-нейтрализационные станции (ЗНС) и наряду с РКН создаются как составные части космического ракетного комплекса (КРК). В отдельных случаях ЗНС входят в состав ТК. Не меньшее значение, чем КРК в составе космического комплекса (КК), имеет наземный комплекс управления (НКУ) полетом РКН. В то же время указанные наземные объекты являются основными определяющими частями наземной инфраструктуры КК в целом.

Отличительная особенность технологических объектов определяется тем, что они в отличие от других обеспечивающих наземных объектов и технических средств наземной инфраструктуры предназначены для проведения технологических работ непосредственно с РКН и ее составляющими частями.

Выполняемая на технологических объектах многофункционального состава технологического и технического оборудования работа, взаимовязанная между ними и с РКН, предопределила их создание как сложных инженерных систем. При этом значение наземных технологических объектов также определяется тем, что ТТХ как боевых комплексов, так и КРК во многом определяются ТТХ ракеты и ТТХ наземных технологических объектов.

По статистике стоимость создания наземной инфраструктуры, необходимой для эксплуатации КК, в зависимости от его назначения и условий использования иногда составляет до 80 % от стоимости создания всего КК. Поэтому по вопросам создания наземной

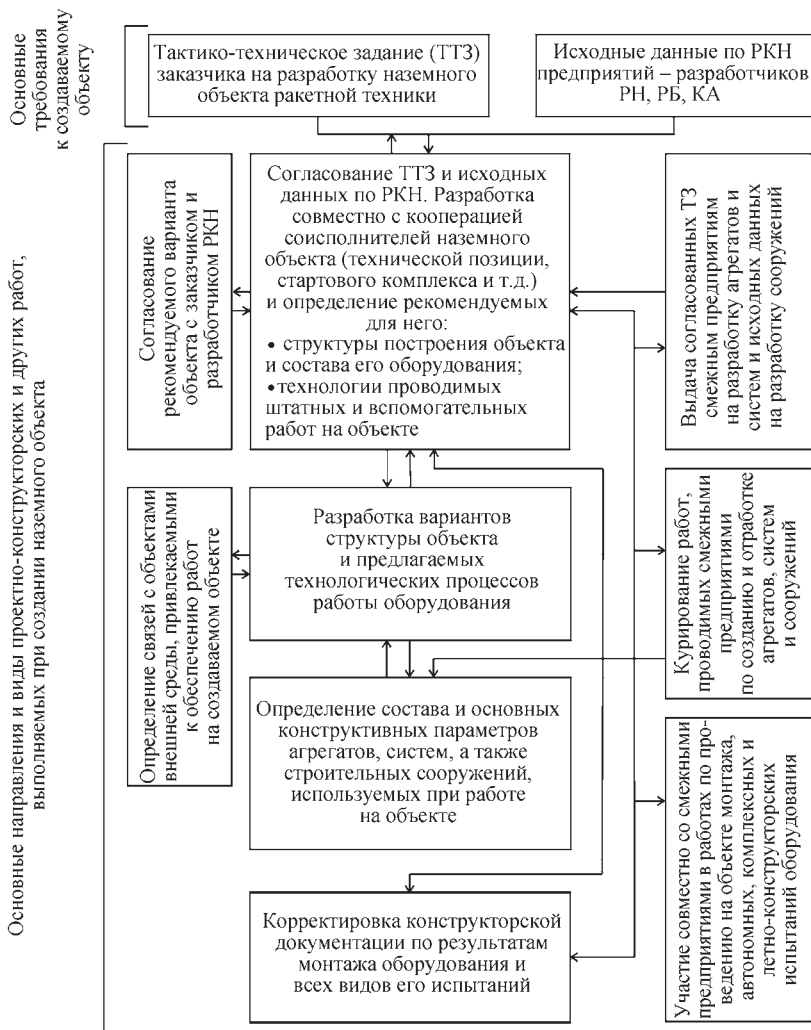


Схема основных направлений работ, выполняемых головным конструкторским предприятием при разработке наземных технологических объектов ракетной техники

инфраструктуры всегда уделяется должное внимание.

Оборудование наземных технологических объектов в составе КРК предназначается для последовательного выполнения следующих основных видов работ (укрупненно):

доставки РКН или ее составляющих частей с заводов-изготовителей промышленности на ТК;

разгрузки и обслуживания РКН или ее составляющих частей на ТК;

сборки и проведения проверок и испытаний РКН и ее составляющих частей в монтажно-испытательном корпусе (МИК) ТК;

заправки при необходимости РБ и КА компонентами топлива и газами на ЗНС;

транспортировки собранной РКН с ТК на СК после завершения испытаний;

подготовки РКН на СК к пуску (установки в вертикальное положение на пусковую систему, наведения на цель, заправки компонентами топлива и газами, подачи электропи-

тания на борт РКН, технического обслуживания различных зон, подзарядки бортовых аккумуляторных батарей, выполнения предпусковых операций);

пуска РКН;

проведения послепусковых и ремонтно-восстановительных операций на СК.

В случае несостоявшегося пуска РКН оборудование СК обеспечивает слив компонентов топлива из баков РН и РБ, снятие ее с пусковой системы и транспортировку на ТК для проведения необходимого объема работ по устранению причин, приведших к отмене пуска.

Из наземных объектов КРК наиболее сложными при создании и эксплуатации, а также требующими наибольших затрат являются СК. Это определяется осуществлением на них многих сложных заключительных технологических процессов и операций, выполняемых различными по конструкторским решениям и функциональному назначению агрегатами и системами СК, часть из которых при проведении подготовки РКН к пуску и ее пуске является потенциально опасной.

Оборудование наземных технологических объектов по выполняемым функциям разделяется на технологическое, техническое и вспомогательное.

Технологическое оборудование на каждом объекте представляет собой совокупность подвижных и стационарных агрегатов и систем, предназначенных для подготовки РКН к пуску и ее пуска.

Техническое оборудование представляет собой совокупность агрегатов и систем, предназначенных для создания требуемых условий функционирования технологического оборудования и обеспечения жизнедеятельности обслуживающего персонала.

Вспомогательное оборудование предназначено только для использования при восстановлении и ремонте эксплуатируемого технологического и технического оборудования и для выполнения вспомогательных операций. Это оборудование в технологических работах, проводимых с РКН, не участвует.

В общем виде наземные технологические объекты РК представляют собой совокупность необходимых для выполнения их целевых задач технологического, технического, вспомогательного оборудования и строительных сооружений, размещенных на выделенной для каждого из них специально оборудованной и подготовленной территории в составе позиционного района или космодрома.

Глава 8.1

СТАРТОВЫЕ КОМПЛЕКСЫ

8.1.1. ЗАДАЧИ, РЕШАЕМЫЕ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ СК

Жизненный цикл каждого инженерного объекта, в том числе и СК ракетной техники, разделяется на три этапа: его создание, эксплуатация и утилизация.

Как показывает практика, создание СК и других наземных технологических объектов является многоплановым, творческим и трудоемким процессом, требующим от многих предприятий, участвующих в их создании, проведения проектно-конструкторских, расчетно-теоретических и экспериментальных работ; использования многих методических материалов, приемов и способов принятия инженерных решений, а также участия (инженерного сопровождения) в изготовлении оборудования на заводах промышленности, строительстве сооружений, монтаже и во всех видах испытаний оборудования на экспериментальных объектах.

Одним из основных этапов создания СК и ТК является разработка проектно-конструкторской документации, в которой принятыми техническими решениями закладывается потенциальная способность СК и ТК в заданных условиях выполнить все согласованные требования, выданные заказчиком и разработчиком РКН на его создание.

Этап проектирования, например СК, как и любой другой сложной технической системы, включает в себя два вида работ: научно-исследовательские (НИР) и опытно-конструкторские (ОКР). При этом предприятия, участвующие в таких работах, выполняют три вида деятельности: проектно-конструкторскую, технологическую и организационную, протекающие взаимосвязано и, по существу, одновременно.

В ракетно-космической отрасли при создании технологических наземных объектов (в соответствии с ГОСТ 2.103–68 и ГОСТ РВ 2.902–2005) приняты следующие этапы (стадии) разработки конструкторской документации:

техническое предложение;

эскизный проект объекта (СК);

эскизные проекты агрегатов и систем объекта (СК);

рабочая конструкторская документация на опытные образцы агрегатов и систем объекта и на объект в целом;

корректировка рабочей конструкторской документации по результатам изготовления оборудования, его монтажа и испытаний.

Все виды документов, выпускаемых на каждом этапе проектирования и создания СК (ТК и ЗНС), в целях обеспечения требуемого качества строго регламентированы нормативными документами. При этом технические характеристики, содержащиеся в документах, при переходе с этапа на этап, по мере углубления проработок и экспериментальных проверок оптимизируются и уточняются.

При проектировании новых наземных объектов головными конструкторскими предприятиями на начальном этапе разработки технического предложения проводятся патентные исследования, поисковые проектно-конструкторские и расчетно-теоретические работы, обеспечивающие выбор варианта разрабатываемого объекта.

Во многом инженерные решения, принимаемые на этих этапах, базируются на фактическом опыте предприятий, полученном при проектировании ранее созданных наземных объектов. При этом процесс разработки, особенно стационарных СК и их оборудования, на всех его этапах осуществляется на нескольких логически совмещенных уровнях иерархического построения, путем перехода от макропроектирования к микропроектированию при обеспечении взаимосвязей между ними по мере перехода от первых этапов НИР и поисковых конструкторских работ к заключительным стадиям ОКР.

При проведении макропроектирования решаются функционально-структурные вопросы для создаваемого объекта. На этой стадии разработки обосновываются принципы и структура построения объекта, состав его оборудования и сооружений, их связи между собой и с ракетой, взаимодействие с внешней средой и решаются другие наиболее сложные вопросы.

При проведении микропроектирования разрабатывают элементы агрегатов и систем, входящих в состав оборудования создаваемого наземного объекта. Причем если разрабатываемые агрегаты и системы по своим конструктивным решениям относятся к сложным системам, их проектирование начинается с решения функционально-структурных вопросов, т.е. со стадии макропроектирования.

Инженерная практика показывает, что наиболее оригинальные и эффективные реше-

ния для отдельных видов оборудования получают тогда, когда они разрабатываются на базе последних достижений науки в данной области или достижений, полученных в других отраслях отечественной и зарубежной техники.

СК, как правило, создаются конкретного, заданного вида в зависимости от требований заказчика. Они могут быть подвижными (грунтовыми или железнодорожными), стационарными (наземными или заглубленными) или морскими и выполняются для РКН тяжелого, среднего и легкого классов.

Для каждого вида СК требуются свои специфические методы и способы разработки. В то же время при комплексном проектировании они рассматриваются в двоякой роли. С одной стороны, разрабатываемые СК являются подсистемами сложной системы более высокого уровня иерархии и наряду с ракетой входят в состав КРК, с другой — они рассматриваются как иерархические системы, составляющие которых (агрегаты, системы и строительные сооружения) на более низких уровнях иерархии сами могут рассматриваться как сложные системы. В этом случае разрабатываемый СК является частью системы более высокого уровня — КРК, а его оптимальные проектные параметры определяются из условия обеспечения наилучших значений его показателей.

Разные уровни иерархического построения связываются таким образом, чтобы результаты решения их задач на верхних уровнях являлись исходными данными для решения задач на более низких уровнях.

Во многих созданных стационарных СК, особенно для РКН тяжелого класса, в обеспечении технологических процессов принимает участие большое число одновременно действующих конструктивно отличающихся агрегатов и систем. Они также отличаются между собой разнообразием физических принципов их работы и связаны взаимозависимостью выполняемых ими функций в технологических процессах. Создание таких агрегатов и систем требует решения широкого круга задач в таких областях техники, как механика, гидравлика, газодинамика, электротехника, электроника, измерительная техника, химия, строительное дело и т.д., определяющих сложность разработки, строительства и эксплуатации СК. При этом в соответствии с требованиями заказчика и исходными данными разработчика РКН требуется:

обеспечить заданные взаимосвязи наземного оборудования с ракетой, осуществляемые в процессе ее испытаний, транспортировки, передачи на пусковое устройство, обслуживания и пуска;

исключить возможность соударения агрегатов и систем наземного оборудования с элементами ракеты;

исключить передачу на ракету механических, акустических, тепловых и других нагрузок, превышающих заданные;

обеспечить подачу на борт ракеты всех видов электропитания, компонентов топлива и газов с заданными параметрами (объем, давление, скорость, частота, температура);

обеспечить доступ ко всем зонам обслуживания ракеты, находящейся как в горизонтальном, так и в вертикальном положении;

исключить отрицательное влияние на элементы ракеты физических, химических и других процессов, протекающих в отдельных агрегатах, системах наземного оборудования и сооружениях во время проведения технологических работ;

обеспечить безаварийный пуск ракеты.

При этом учитывается, что при старте ракеты, пусковое устройство (ПУ) и стартовое сооружение (СС) подвергаются ударно-волновым, акустическим, газодинамическим и тепловым нагрузкам, обусловленным энергией газовой струи двигательной установки РН.

Одновременно определяются ориентировочные потребности оборудования СК в различных видах связи, в силовой электроэнергии, воде, теплоносителях и других компонентах, поступающих на СК от внешних источников.

На структуру построения СК, конструкторские решения технологического и технического оборудования и его состав существенное влияние оказывают многие факторы и предъявляемые требования, а именно:

класс ракеты (легкий, средний, тяжелый);

назначение СК (боевой, космический);

число ПУ на СК (одна или несколько);

компоненты топлива, заправляемые в баки ракеты (высококипящие или низкокипящие);

вид СК (наземный передвижной или стационарный, шахтный, морской);

способ и вид доставки ракеты на СК (в горизонтальном или вертикальном положении; полностью собранной или в состоянии, когда требуется ее сборка на ПУ из составляющих элементов);

число пусков ракет в год со стартового комплекса;

минимальное время, необходимое для подготовки ракеты к пуску; время между двумя пусками ракет с одной ПУ; время, необходимое для проведения ремонтно-восстановительных работ и замены элементов разового действия;

требования по степени автоматизации и контролю работы оборудования;

наличие пристартового хранилища ракет и заданное время, необходимое для пуска хранящихся в нем ракет;

климатические условия эксплуатации СК; обеспеченность ресурсами (финансовыми, материальными, людскими).

Поэтому уже в 1950-х гг. при новом подходе к проектированию, при учете всех требований стало затруднительно на основе имеющегося опыта определять структурное построение СК, оптимальный состав и конструктивные решения их оборудования без проведения таких мероприятий, как:

синтез структурного построения создаваемого СК и его основного оборудования, выполняемого с учетом требований иерархического построения КРК в целом;

декомпозиция (разделение на части) общего принятого для объекта технологического процесса;

агрегирование (насыщение) отдельных технологических процессов необходимым технологическим оборудованием и вспомогательными средствами;

анализ при макропроектировании многовариантных конструкторских проработок агрегатов и систем и выбор из них наиболее оптимальных, выполненных на основе научно-технического обоснования или экспертных оценок, проводимых высококвалифицированными специалистами;

определение и обеспечение взаимосвязей между наземными агрегатами, системами и бортовой аппаратурой ракеты, необходимых для обеспечения их совместной работы, а также объединение отдельно выполняемых технологических процессов в единый технологический процесс подготовки ракеты к пуску и т.д.

Позже, когда для проектирования сложных инженерных систем в различных отраслях промышленности начал создаваться и использоваться системный подход, было определено, что мероприятия, проведенные при создании первых стационарных СК, не противоречат

или соответствуют отдельным теоретическим положениям системного подхода.

Дальнейшее развитие в нашей стране ракетной техники привело к необходимости учитывать при разработке новых СК усложнявшиеся технологические процессы, протекающие в агрегатах и системах (в большей степени на КРК среднего и тяжелого классов); изменение уровней механизации и автоматизации работ по подготовке ракет к пуску и обеспечению их пуска; более жесткие требования к качеству потребляемой электроэнергии. При этом все больше внедрялись в технологию проводимых работ такие технологические процессы, как автоматическая или дистанционная пристыковка наземных коммуникаций к РН и РБ и их отстыковка; различные способы защиты ракеты и наземного оборудования от воздействия газовых струй, вытекающих из сопел двигателей ракеты; способы передачи на ракету нагрузок, не превышающих заданных, элементами наземного оборудования (тарированные опоры, уравнивающие механизмы и т.д.); контроль загазованности и пожаробезопасного состояния помещений в строительных сооружениях и др.

В последующем более полное применение в проектно-конструкторских работах основных положений системного подхода привело к необходимости создания на ряде предприятий отрасли отдельных методических материалов и математического аппарата (включая математические модели и др.), используемых при разработке СК для научно обоснованного выбора из многих проработок наиболее оптимального варианта по основным (определяющим) видам оборудования.

Процесс принятия решения на этапе разработки технического предложения иллюстрируется схемой, представленной на рис. 8.1.1.

Задача обоснования рациональных проектно-конструкторских решений СК при системном подходе формулируется как задача обеспечения минимальной стоимости и заданной эффективности, а общая проектно-конструкторская задача создания СК разделяется на четыре задачи различных иерархических уровней:

обоснование рациональных требований, предъявляемых к СК и определяющих его эффективность;

функционально-структурное проектирование СК как сложной системы;



Рис. 8.1.1. Схема процесса принятия проектно-конструкторского решения на этапе разработки технического предложения

функционально-структурное проектирование тех агрегатов, систем и сооружений комплекса, которые рассматриваются как сложные системы, выполняемое на уровне макропроектирования;

разработка агрегатов и систем СК на уровне микропроектирования.

Задачи первых двух уровней решаются на этапе эскизного проектирования СК соответствующим головным предприятием с участием головной организации по разработке РН и смежных предприятий, ответственных за создание отдельных агрегатов и систем СК. При этом специалисты головного предприятия по СК осуществляют увязку, с одной стороны, СК и РН, а с другой — отдельных агрегатов, систем и сооружений в единый технологический наземный комплекс; формируют на этой основе рациональные технические требования и технические задания на разработку агрега-

тов, систем и сооружений СК; обеспечивают техническое руководство работами по их проектированию, изготовлению и испытаниям, а также координацию указанных работ.

Задачи двух последних уровней иерархии решаются на этапах эскизного и рабочего проектирования агрегатов и систем СК предприятиями, ответственными за их разработку, в соответствии с ТЗ головного предприятия по созданию СК.

Рассматривая в общем виде задачу функционально-структурного проектирования СК, можно представить ее как декомпозицию проектно-исследовательских задач системного анализа, в которых рассматриваются основные технологические процессы, происходящие на СК (рис. 8.1.2).

Однако следует отметить, что в проводимых работах пока еще проблематично создание общей математической модели совмест-

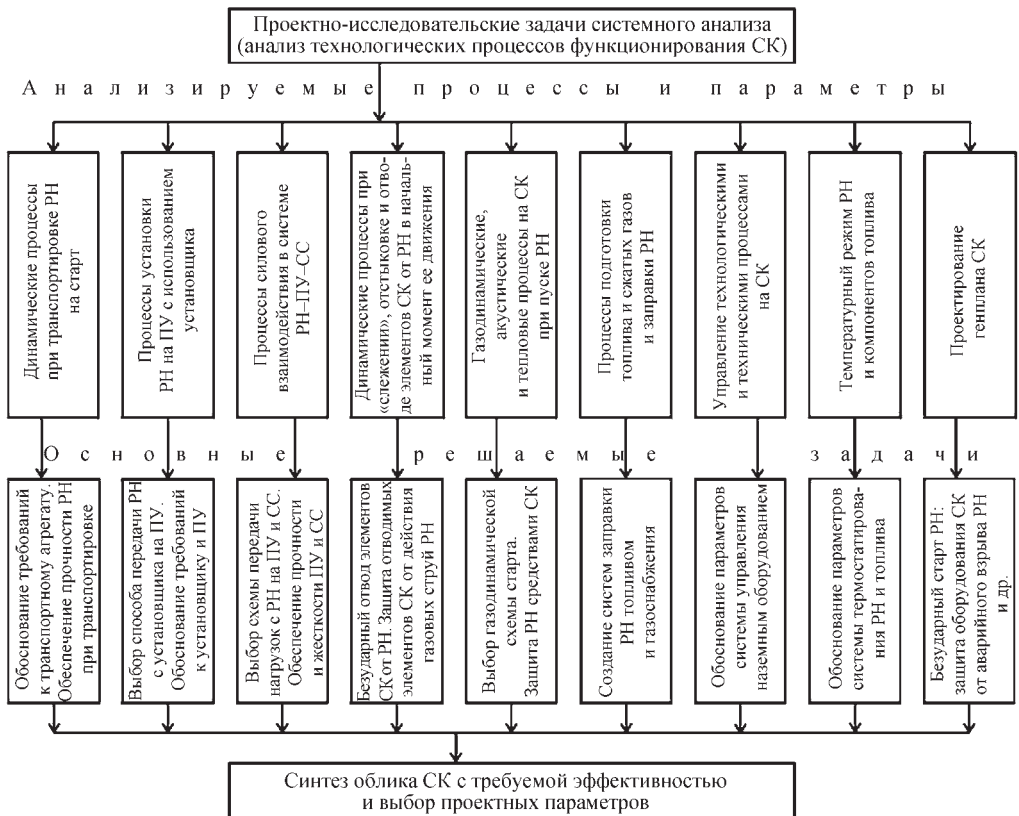


Рис. 8.1.2. Базовая система проектно-исследовательских задач функционально-структурного проектирования СК как сложной системы

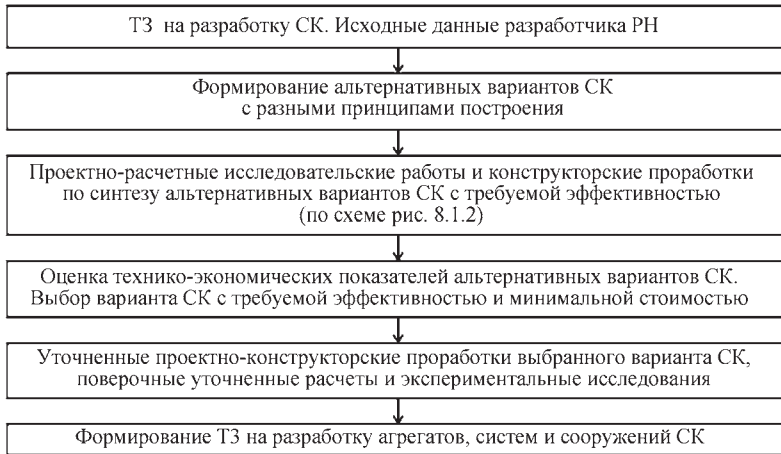


Рис. 8.1.3. Последовательность инженерного синтеза рационального облика СК на основе сочетания проектно-конструкторских, расчетно-исследовательских работ и технико-экономического анализа

ной взаимосвязанной работы оборудования СК и отдельных элементов бортовой аппаратуры ракеты при подготовке ее к пуску, описывающей с требуемой точностью специфику взаимодействия десятков наземных агрегатов, систем и бортовой аппаратуры ракеты; физико-химические процессы, протекающие в них при проведении работ по подготовке к пуску; влияние случайных факторов на динамику их функционирования; возможные воздействия на них внешних нагрузок; влияние человеческого фактора на проведение работ и т.д.

Поэтому на практике при разработке наземных технологических объектов и их оборудования в ряде случаев совмещают опыт их создания (приемы, способы разработки и др.) с использованием в проектно-конструкторских работах отдельных теоретических концепций основных положений системного подхода, реализации которых в разрабатываемых проектах уделяется должное внимание.

Завершающей стадией проектно-конструкторских работ, выполняемых всеми их участниками, является корректировка конструкторской документации в целях устранения выявленных замечаний, полученных на объекте при летных и государственных испытаниях. После завершения корректировки документации ей присваивается литера «О₁».

Инженерный синтез рационального варианта СК осуществляется на основе сочетания проектно-конструкторских и расчетно-ис-

следовательских работ, а также технико-экономического анализа (рис. 8.1.3).

На основе накопленного опыта в середине первого десятилетия текущего столетия были развернуты проектно-конструкторские работы по созданию на космодроме Плесецк СК для семейства РКН «Ангара» и совместно с европейскими специалистами СК, размещаемого на полигоне во Французской Гвиане, предназначенного для запусков КА российскими РКН «Союз-СКТ» с РБ «Фрегат», а также СК для РКН легкого класса, создаваемого для республики Корея.

8.1.2. ЭТАПЫ СОЗДАНИЯ И РАЗВИТИЯ СК

Началом освоения и использования в нашей стране наземного (стартового) оборудования ракетной техники можно считать завершение разработки и изготовления в 1933 г. простейшей пусковой установки и другого оборудования, предназначенного для обеспечения пуска экспериментальной жидкостной ракеты «ГИРД-09» конструкции М.К. Тихонравова. Первый пуск этой ракеты был осуществлен в августе 1933 г. на небольшом испытательном полигоне в Подмосковье, возле поселка Нахабино.

Дальнейшее развитие и практическое применение ракетная техника, в том числе ее наземное оборудование, в нашей стране получила в конце 1940-х гг. с созданием боевого

ракетного комплекса для ракеты Р-1. При разработке этого комплекса были использованы отдельные технические решения, принятые ранее немецкими специалистами по передвижному наземному ракетному комплексу Фау-2.

Последующее интенсивное развитие ракетной техники (1950-е — начало 1960-х гг.) было обеспечено созданием в нашей стране новых полностью отечественных конструкций ракет и наземных объектов, отвечающих требованиям заказчика, созданных на основе накопленного опыта проектирования и эксплуатации ракетных комплексов.

Созданные СК начиная с комплекса ракеты Р-2 по сравнению с СК ракеты Р-1 имели более высокие ТТХ и эффективность работы их оборудования и обеспечивали проведение технологических работ с ракетами, имеющими различные конструктивные решения и компоновки; увеличенные габариты и массу; двигатели, использующие различные высококипящие (в том числе высокоагрессивные) или низкокипящие (криогенные) компоненты топлива, а также различные газы, заправляемые в их баки.

Первый этап создания наземного технологического оборудования ракетной техники в нашей стране в основном был завершен в конце 1950-х гг. Он характеризуется созданием пускового, подъемно-транспортного, заправочного и вспомогательного оборудования для наземных передвижных стартовых позиций боевых баллистических ракет Р-1, Р-2, Р-5М, Р-11, Р-12, Р-14 и Р-16. Для проведения на этих стартовых позициях технологических работ с ракетами потребовалось разработать многие новые по конструкции агрегаты и системы для всех видов наземного оборудования. При этом наряду с созданием новых агрегатов и систем большое внимание было уделено разработке и освоению производства комплектующих элементов для оборудования, таких как средства, обеспечивающие заданную точность заправки ракет компонентами топлива; быстроразъемные соединения газовых и электрических коммуникаций; гидравлические элементы, работающие при высоком давлении, используемые в подъемно-транспортном оборудовании и подвижных средствах обслуживания; различные конструкции емкостей, арматуры, заправочных шлангов, уплотнительных элементов, работающих в условиях воздействия на них криогенных или агрессивных

компонентов топлива, и т.д., а также вопросам эксплуатации созданного оборудования, осуществляемой в полевых условиях в различное время года.

В составе созданного оборудования было много элементов, требующих при проведении технологических работ выполнения большого числа ручных операций. Достигнутое минимально потребное время развертывания оборудования на полевых стартовых позициях и подготовки ракеты к пуску составляло несколько часов.

На этом этапе развития ракетной техники передвижные СК (по сравнению с созданным в более поздние сроки) были относительно простыми и их облик в основном определялся конструктивными особенностями ракет. Комплекты технологического оборудования для них создавались состоящими из отдельных агрегатов, самостоятельно обеспечивающими выполнение конкретных технологических операций по подготовке ракет к пуску. Для каждого СК требовалось определить последовательность проведения технологических и вспомогательных операций, рациональное размещение оборудования на стартовой площадке, способы обеспечения агрегатов и ракет электроэнергией, газами и т.д.

Размещение технологического оборудования на стартовых площадках ракет Р-1, Р-2 и Р-5М и отдельных их агрегатов показано на рис. 8.1.4—8.1.9.

Созданные в 1950-х гг. отдельные передвижные СК после их сдачи в эксплуатацию были использованы и для проведения ряда научных работ. Так, в эти годы с помощью модернизированных ракет Р-1, Р-2 и Р-5, запу-

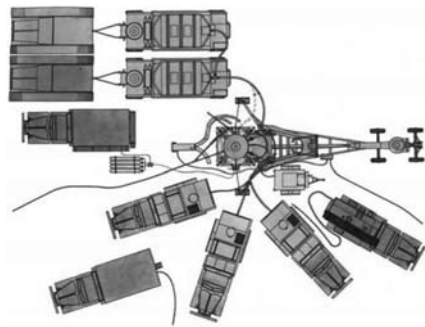


Рис. 8.1.4. Размещение пускового, подъемно-транспортного и заправочного оборудования на стартовой позиции ракет Р-1 и Р-2

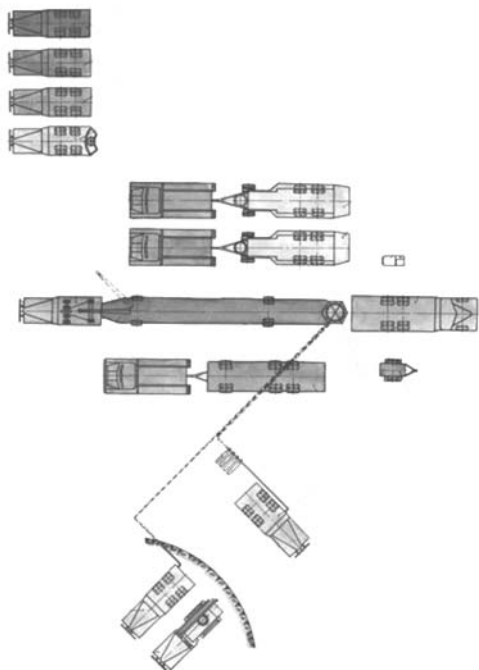


Рис. 8.1.5. Размещение наземного технологического оборудования на стартовой площадке ракеты Р-5М

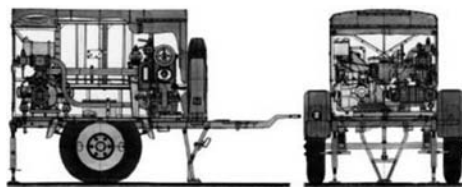


Рис. 8.1.8. Спиртовая насосная станция

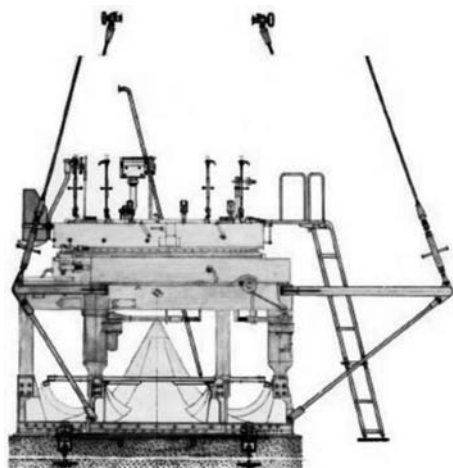


Рис. 8.1.9. Пусковой стол ракеты Р-5М

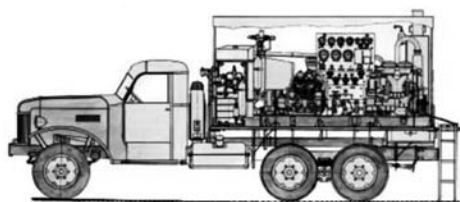


Рис. 8.1.6. Передвижная компрессорная станция

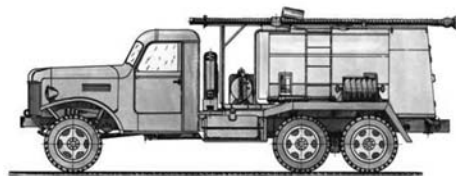


Рис. 8.1.7. Пожарно-обмывочная машина

щенных с СК, созданных на полигоне Капустин Яр, был проведен с участием специалистов институтов Академии наук СССР ряд на-

учных экспериментов и исследований верхних слоев атмосферы Земли первоначально до высоты 280 км, а позже до высоты 500 км, направленных на изучение Солнца, космических лучей, и были выполнены медико-биологические исследования животных в космосе, что положило начало изучению и освоению в нашей стране космического пространства.

Создание и передача в эксплуатацию заказчику каждой ракеты и ее наземных средств уже в то время оценивались как большое техническое достижение нашей страны.

Проведенные работы, направленные на повышение боевой эффективности ракетного оружия, привели к необходимости создания стационарных наземных и шахтных СК, в которых выполнение отдельных операций технологического процесса осуществлялось в дистанционном или дистанционно-автоматическом режиме, что позволяло значительно повысить надежность и безопасность проведения работ и улучшить условия эксплуатации СК. Это привело к необходимости создавать в со-

ставе СК не комплекты отдельных агрегатов наземного оборудования, как практиковалось при создании первых передвижных СК, а многофункциональные комплексы технологического, технического оборудования и строительных сооружений, взаимосвязанных между собой в проводимых работах и с ракетой. Обеспечение этого нового комплексного подхода к проектированию потребовало единого подхода к решению конструкторских, технологических и организационных задач, а также необходимости разработки руководящих нормативно-технических документов (НТД), определяющих требования к процессу создания СК в целом и его оборудования с учетом природных и экологических требований по метрологии, надежности, эргономике, экономическим параметрам и др.

Первыми такими СК, созданными в 1950-х гг. ГСКБ Спецмаш (КБОМ) совместно с кооперацией смежных предприятий на полигоне Байконур, были наземные стационарные СК для межконтинентальной ракеты Р-7 и автоматизированная стационарная стартовая позиция для межконтинентальной ракеты Р-9А.

На этих СК, а также во многих СК, создаваемых позже, в выполнении технологических процессов принимало участие большое число отличавшихся конструктивно и по функциональному назначению друг от друга агрегатов и систем, взаимосвязанных между собой при выполнении ими технологических операций, а также отличавшихся разнообразием физических принципов их работы и требовавших при их создании использования основных положений многих разделов физики, химии, кибернетики и теории системного управления, во многом определявших сложность их создания и эксплуатации.

Построенный в 1950-х гг. на полигоне Байконур СК для ракеты Р-7 имел в своем составе уникальную стартовую систему (пусковое устройство), которая по своим конструктивным решениям до настоящего времени не имеет аналога в мировой ракетной технике, строительные сооружения, в том числе стартовое сооружение с односкатным газоотводящим лотком и командные пункты управления, а также оборудование, стационарно размещенное в строительных сооружениях, и подвижные транспортно-подъемные и заправочные агрегаты. С этого СК в 1957 г. на орбиту Земли был запущен первый в мире искусственный спутник Земли, который своими сигналами возвестил миру о начале эры освоения космического



Рис. 8.1.10. Фрагмент Гагаринского СК ракеты Р-7А на космодроме Байконур

пространства, а в 1961 г. впервые в истории человечества была запущена в космос ракета «Восток» с человеком на борту (рис. 8.1.10).

Созданная во второй половине 1950-х гг. первая в нашей стране автоматизированная наземная стартовая позиция для межконтинентальной ракеты Р-9А состояла из сооружений и оборудования двух пусковых установок, обеспечивавших в автоматическом дистанционном режиме по командам, выдаваемым из командного пункта, выполнение в течение 20 мин основных технологических процессов начиная с вывоза ракеты из пристартового хранилища и кончая ее пуском без присутствия на поверхности стартовой позиции обслуживающего персонала (рис. 8.1.11).

В США в это время также были созданы ракеты и наземные средства, способные доставлять на средние и межконтинентальные расстояния головные блоки с боевыми зарядами (ракетные комплексы «Юпитер», «Тор», «Атлас-В», «Титан-1» и др.).

Дальнейшее развитие науки и техники в конце 1950–1960-х гг. привело к появлению

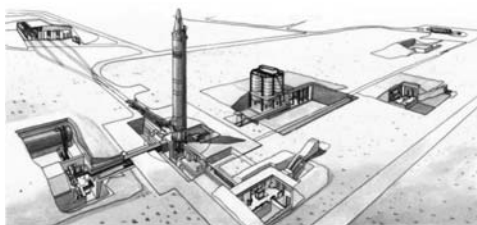


Рис. 8.1.11. Общий вид наземной стартовой позиции ракеты Р-9А

ракетно-ядерного оружия, межконтинентальных ракет среднего и тяжелого классов и наземных средств их запуска, а также развертыванию работ по освоению космического пространства.

В эти годы в СССР и США в кратчайшие сроки были реконструированы отдельные боевые ракеты и наземные объекты, обеспечившие выведение на космические орбиты многотонных грузов, а также продолжалось интенсивное развитие и создание новых боевых и космических ракетных комплексов (рис. 8.1.12–8.1.14).

В 1960 г. в нашей стране были завершены работы по созданию на полигоне Байконур и в



Рис. 8.1.12. Передвижной СК ракеты РТ-2ПМ2 («Тополь-М»)

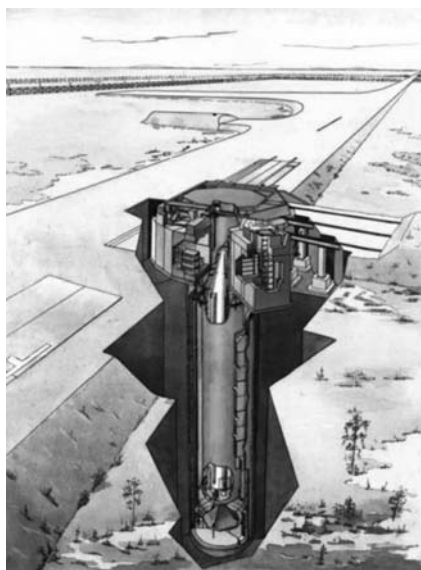


Рис. 8.1.13. Шахтная пусковая установка ракеты УР-100

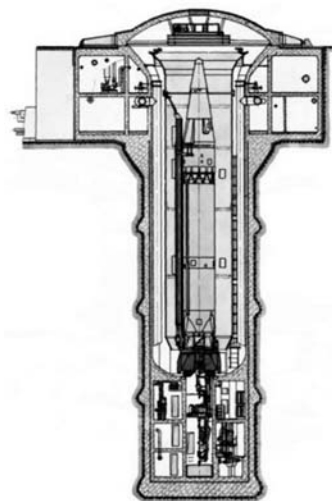


Рис. 8.1.14. Шахтная пусковая установка «Десна» ракеты Р-9А

районе будущего космодрома Плесецк дополнительных СК и ТК, предназначенных также и для обеспечения запуска КА различного назначения модификациями ракет Р-7А — трехступенчатыми ракетами «Восток», «Союз» и четырехступенчатой ракетой «Молния».

Эти ракеты и их СК позволили развернуть исследования дальнего космоса и Луны, осуществить полеты к Марсу и Венере и выполнять работы по прикладному использованию РКТ в интересах развития народного хозяйства, науки и повышения обороноспособности нашей страны. Они до настоящего времени в основном обеспечивают выполнение Федеральной космической программы России по запуску КА среднего класса, а также запуски отдельных зарубежных КА на коммерческой основе.

В США в 1960-х — начале 1970-х гг. наряду с созданием космических комплексов для обеспечения запуска КА среднего и тяжелого классов были развернуты большие работы по созданию нескольких модификаций межконтинентальных боевых ракет «Минитмен» и ракет «МХ», обладающих более высокими параметрами по точности доставки боевых зарядов к цели в заданных районах поражения, крупномасштабное строительство для них наземных и шахтных пусковых установок, а также работы по созданию РК, размещаемых на подводных лодках.

Сложившаяся военно-политическая обстановка привела к дальнейшему обострению «холодной войны», проводимой США по отношению к СССР, что обусловило необходимость срочного создания в нашей стране ракетно-ядерного щита и подключения к этим работам дополнительно ряда предприятий различных отраслей промышленности.

В короткие сроки были созданы многие жидкостные и твердотопливные ракеты различных классов, размещаемые в наземных и шахтных групповых и разнесенных одиночных пусковых установках. В том числе были созданы ракетный комплекс для самой мощной в мире в это время ракеты УР-500, передвижные мобильные комплексы для ракет типа «Тополь», а также ракетные комплексы, размещаемые на подводных лодках.

Значительное повышение обороноспособности нашей страны привело к признанию военно-политическими кругами США ракетно-ядерного паритета между СССР и США, что в последующем явилось основой для заключения договора ОСВ-1 об обоюдном сокращении ракетно-ядерного вооружения.

Еще до завершения всех работ по созданию ракетно-ядерного щита нашей страны на стартовых площадках СК ракеты УР-500 в соответствии с решением Правительства страны были начаты работы по их модернизации в целях обеспечения пусков с них трехступенчатой РН УР-500К («Протон-К») для запуска на околоземную орбиту КА массой до 20 т, а также с использованием РБ «ДМ» запуска КА тяжелого класса на геостационарную орбиту. Уже в марте 1967 г. с доработанной стартовой площадки был выведен на орбиту КА «Космос-146».

Отличительной особенностью этого СК, состоящего из двух стартовых площадок, было то, что на нем основные технологические процессы выполнялись в дистанционном или автоматическом режиме из командного пункта, а с начала заправки РН компонентами топлива — при отсутствии на поверхности СК обслуживающего персонала.

Позже на космодроме Байконур для этой РН был построен второй стартовый комплекс. С этих СК по настоящее время осуществляются пуски РН «Протон-К» и «Протон-М» в рамках Федеральной космической программы России в части запуска КА тяжелого класса и для запусков зарубежных КА на коммерческой основе (рис. 8.1.15).



Рис. 8.1.15. Стартовое сооружение с установленной на стартовую систему РН «Протон-К» (Байконур)

Во второй половине 1960-х гг. были развернуты работы по созданию СК для мощной космической ракеты Н1, предназначенной для освоения Луны, высадки на нее космонавтов и последующего их возвращения на Землю (рис. 8.1.16).

Большие габариты и масса ракеты Н1 (длина 101 м, диаметр нижней части 17 м, стартовая масса около 3000 т), а также требования по обеспечению ее мягкой установки на пусковую систему СК на 24 жесткие опоры потребовали для определения оптимального варианта структурного построения СК проведения больших поисковых проектно-конструкторских, расчетно-теоретических и экспериментальных работ по подъемно-транспортному, стартовому, заправочному оборудованию и их взаимодействию между собой и ракетой. Проведенные работы обеспечили возможность создания оборудования и строительных сооружений СК в опти-

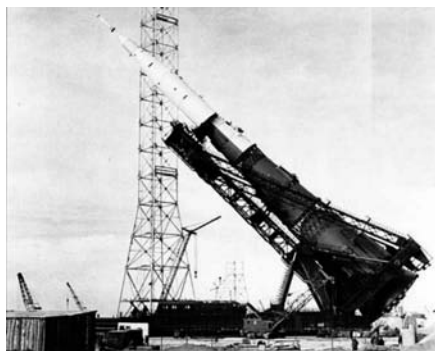


Рис. 8.1.16. Установка РН Н1 на стартовую систему на СК

мальном варианте, что позволило завершить его строительство на космодроме Байконур и приступить в начале 1970-х гг. к пускам ракет Н1. Однако в связи с выявленным несовершенством конструкции ракеты в середине 1970-х гг. работы по КРК Н1 были прекращены.

В этот же период времени на космодроме Плесецк под руководством КБТМ были созданы наземные стационарные комплексы «Космос» и «Циклон-3», а на космодроме Байконур — «Циклон-2» с дистанционным и автоматическим управлением основными технологическими процессами, обеспечивающими запуски КА легкого класса соответственно РКН Р-14М, Р-69 и Р-68.

В середине 1980-х гг. на космодроме Байконур был создан автоматизированный СК, состоящий из двух пусковых площадок, обеспечивающий за короткое время выполнение работ по приему ракет из хранилища, подготовку их к пуску и пуск последовательно нескольких ракет «Зенит» с КА среднего класса (рис. 8.1.17).

Во второй половине 1980-х гг. на космодроме Байконур были завершены работы по созданию стационарного универсального комплекса «Стенд-старт» (УКСС), предназначенного на первом этапе для испытаний и отработки, а позже, после его доработки, для обеспечения пуска РН тяжелого класса «Энергия» с КА различного назначения (рис. 8.1.18).

Одновременно с созданием УКСС были развернуты работы по созданию СК для мно-



Рис. 8.1.17. Подъем РКН «Зенит» на СК в вертикальное положение



Рис. 8.1.18. Фрагмент универсального комплекса «Стенд-старт»

горазовой транспортно-космической системы (МТКС) «Энергия»—«Буран» с использованием СК ракеты Н1 и части его оборудования (после соответствующей доработки) для подготовки к пуску и пуска РН «Энергия» с многоразовым орбитальным кораблем (ОК) «Буран» (рис. 8.1.19, 8.1.20).

Особенностью КС «Энергия»—«Буран» было то, что она должна была опираться на



Рис. 8.1.19. Транспортно-установочный агрегат с МТКС «Энергия»—«Буран»



Рис. 8.1.20. Фрагмент СК МТКС «Энергия»—«Буран»

стартовую систему СК через переходный стыковочный блок и требовала обслуживания многих зон на РН и ОК; заправки ее большими объемами компонентов топлива, в том числе жидкими переохлажденными кислородом и водородом и различными газами; доставки космонавтов к орбитальному кораблю, размещенному на боковой поверхности РН «Энергия», и при необходимости (в случае возникновения аварийной ситуации) их экстренной эвакуации; при пуске подачи воды под сопла ее двигателей и др.

Для выполнения всех требований, предъявляемых к СК и УКСС, потребовались большие творческие и организационные усилия от их создателей. Уникальный СК по насыщенности оборудованием, выполняемым технологическим процессам при обеспечении заданных параметров по надежности и безопасности проводимых на нем всех видов работ был наиболее сложным наземным технологическим объектом в мировой ракетной технике.

Выполненные работы по созданию проектно-конструкторской документации, а также работы на космодроме по обеспечению взаимодействия оборудования между собой, РН и ОК во многом способствовали успешному запуску в мае 1987 г. с УКСС ракетой-носителем «Энергия» КА «Скиф-ДМ» и в ноябре 1988 г. с СК — ОК «Буран».

В 1990-е гг. после распада СССР в связи со сложившимся в стране тяжелым экономическим положением работы по МКТС «Энергия»—«Буран» были приостановлены, а технологическое оборудование наземных объектов законсервировано.

На этом временном этапе при резком сокращении финансирования работ, проводимых по ракетной технике, основное внимание было уделено поиску наиболее оптимальных технологических и организационных решений по обеспечению безаварийного пуска ракет на действующих СК, многие из которых к этому времени полностью выработали заданные ресурсы.

Наряду с этим должное внимание уделялось проведению проектно-конструкторских работ по модернизации стартовых комплексов ракет «Союз» и «Протон-К» для обеспечения пуска с них соответственно ракет «Союз-2» с РБ «Фрегат» и «Протон-М» с РБ «Бриз-М».

В эти же годы во исполнение принятых решений по ОСВ-1 наряду с ликвидацией отдельных боевых ракетных комплексов был использован опыт создания шахтных и наземных

ракетных комплексов для обеспечения запуска КА легкого класса:

на полигоне Капустин Яр в результате проведенной модернизации ракеты Р-12У и ее стартовой позиции были созданы шахтные ПУ для обеспечения пусков космической ракеты 63С1;

на космодромах Плесецк и Байконур по результатам проведенной модернизации ракеты УР-100Н-УТТХ и ее ПУ были созданы СК для космической ракеты «Рокот»;

с использованием наземных служб боевого позиционного района Свободный на базе проведенных доработок передвижного мобильного комплекса ракет типа «Тополь» были обеспечены пуски РКН «Старт»;

на космодроме Байконур была осуществлена модернизация экспериментального шахтного комплекса боевой ракеты тяжелого класса Р-36М под космический комплекс «Днепр».

Отдельные виды наземного технологического оборудования, созданного на этом этапе в составе различных СК, показаны на рис. 8.1.21—8.1.25.

Практика создания в нашей стране СК подтверждает, что для выполнения необходимых работ по подготовке РКН легкого класса к пуску и ее пуска требуется разместить на каждом из них около 20 стационарных и передвижных технологических агрегатов и систем и несколько основных строительных сооружений, оборудованных техническими системами. Созданные СК для РКН тяжелого класса суммарно имеют более 100 в основном стационарных технологических и технических систем, агрегатов и в среднем около двух десятков основных строительных сооружений. Эти СК обеспечивают прием РКН, доставляемых с ТК или из хранилищ, и в зависимости от назначения СК время подготовки на них ракет к пуску составляет от нескольких часов до нескольких дней.

Работы, выполняемые на СК, подразделяются на подготовительные, предназначенные для обеспечения приема РКН на СК, и технологические — для обеспечения подготовки РКН к пуску и ее пуска.

В процессе подготовительных работ выполняются операции по заполнению емкостей заправочных систем компонентами топлива и ресиверов сжатыми газами, проверка и подготовка оборудования и строительных сооружений к выполнению с заданной надежностью и безопасностью принятого объема технологических работ с РКН.

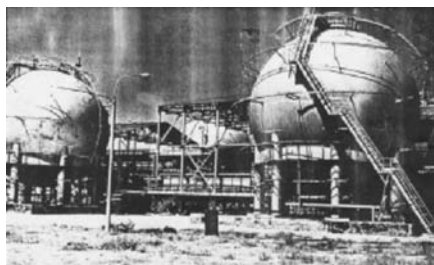


Рис. 8.1.21. Хранилище жидкого водорода на СК МТКС «Энергия»–«Буран»



Рис. 8.1.24. Оборудование средств термостатирования на СК РКН «Протон-К»

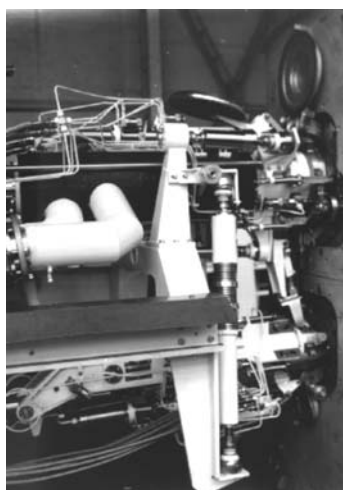


Рис. 8.1.22. Механизм стыковки в дистанционно автоматическом режиме заправочных коммуникаций на СК «Зенит»



Рис. 8.1.25. Пульта и стойки системы дистанционно автоматического управления заправкой РКН «Протон-К» компонентами топлива и газами



Рис. 8.1.23. Стыковка в ручном режиме заправочных коммуникаций к РКН «Союз»

В отдельных случаях при необходимости после проведения пуска РКН выполняются ремонтно-восстановительные работы на стартовом сооружении и некоторых размещенных на нем агрегатах.

Периодически осуществляются доработки космических СК в целях обеспечения запуска с них различных по назначению КА, имеющих свои отличительные конструктивные и технологические решения. Для выполнения операций по подготовке к пуску каждого КА на СК создается свой комплект технологического оборудования и контрольно-проверочной аппаратуры (КПА). Поэтому для обеспечения запуска очередного КА на космических СК почти постоянно проводятся монтажные, регламентные и наладочные работы с соответствующими комплектами наземного оборудования.

Сложившаяся практика создания СК для РКН среднего и тяжелого классов предусматривает создание его оборудования в основном

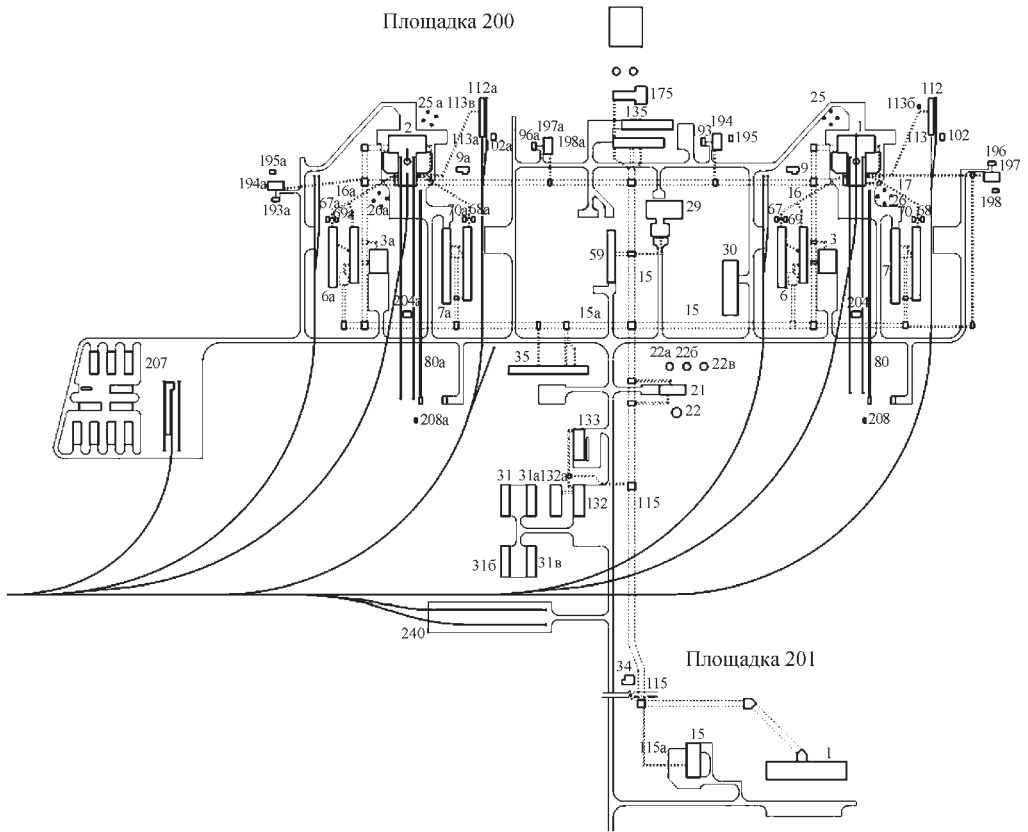


Рис. 8.1.26. Планировка стартовой позиции РКН «Протон» (площадки 200 и 201 космодрома Байконур):

Площадка 200: 1 (2) — стартовое сооружение; 3 (3а) — командный пункт; 6 (6а) — хранилище горючего («Г»); 9 (9а) — станция термостатирования приборных отсеков РН; 15 (15а), 115 — проходной канал; 16 (16а) — канал для коммуникаций «Г»; 17 — канал для коммуникаций окислителя («О»); 21 — насосная станция водоснабжения; 22 — резервуар пожаротушения; 22а, 22в — резервуар водоснабжения; 25 (25а), 26 (26а) — диверторы высотой $H = 120$ м; 29 — станция сбора нейтрализации проливов горючего и окислителя; 30 — обмывочный пункт; 31 (31а...31е) — хранилище ЗИПа; 34 — контрольно-пропускной пункт; 35 — холодильный центр системы термостатирования и станция газоснабжения; 59 — центральный распределительный пункт (ЦРП) и дизельная электростанция (ДЭС); 67 (67а) — станция сбора и перекачки промстоков «Г»; 68 (68а) — станция сбора и перекачки промстоков «О»; 69 (69а) — помещение сливных емкостей «Г»; 70 (70а) — помещение сливных емкостей «О»; 80 (80а) — токопровод агрегата обслуживания; 102 (102а) — здание управления заправкой кислорода; 112 (112а) — перрон заправки кислорода; 113 (113а) — канал коммуникаций кислорода; 113б (113в) — площадка дренажной емкости кислорода; 132, 133 — административно-служебное здание; 135 — холодильный центр космической головной части (КГЧ); 175 — насосная станция оборотного водоснабжения; 193 (193а) — хранилище керосина; 194 (194а) — здание управления сжиганием паров горючего; 195 (195а) — арматурный колодец паров горючего; 196 (196а) — хранилище окислителя; 197 (197а) — здание управления сжиганием паров окислителя; 198 (198а) — арматурный колодец паров окислителя; 204 (204а) — помещение для лебедки аварийного отвода башни обслуживания; 207 — разгрузочная площадка; 208 (208а) — эстакада прокладки кабелей башни обслуживания; 240 — площадка стоянки транспортно-установочной тележки

Площадка 201: 1 — выносной командный пункт; 15 — станция газоснабжения; 115а — проходной канал

в стационарном исполнении, размещаемого в строительных сооружениях. При создании СК для ракет легкого класса в различных соотношениях используются как стационарные, так и передвижные агрегаты.

Многие наземные стационарные СК имеют две полностью автономные ПУ или две ПУ, имеющие часть общих для них строительных сооружений и технологического оборудования.

Целесообразность создания СК с несколькими ПУ диктуется, с одной стороны, необходимостью обеспечения пусков ракет с малым интервалом времени между пусками, а с другой — необходимостью выполнения в заданное время программы запусков КА даже в случае выхода из строя одной ПУ.

СК в зависимости от типа и назначения различаются структурой построения, конструктивными решениями их оборудования, а также проводящимися на них технологическими процессами (рис. 8.1.26).

Глава 8.2

ТЕХНИЧЕСКИЕ КОМПЛЕКСЫ

8.2.1. СОЗДАНИЕ И РАЗВИТИЕ ТК

Первые технические позиции (ТП) в нашей стране были созданы в 1947 г. на полигоне Капустин Яр и предназначались для проверки технического состояния и технологической подготовки боевых ракет Р-1 и Р-2 к вывозу на стартовую позицию для последующего их пуска. Позже были созданы ТП для других боевых ракет на полигонах Капустин Яр, Байконур и Плесецк.

После завершения отработки РК на полигонах и передачи их на вооружение Советской Армии ТП наряду со стартовыми позициями создавались во всех вновь строящихся боевых позиционных районах, эксплуатируемых ракетными войсками.

С началом освоения ракетной техникой космического пространства и появления в составе РКН наряду с РН различных РБ и многих разных по конструктивным решениям КА и космических головных частей (КГЧ) объем технологических работ, обеспечивающих их техническую подготовку к вывозу на СК, значительно увеличился. Это привело к необходимости создания отдельных ТК, обеспечивающих взаимосвязанную технологическую

подготовку РКН в целом и всех ее составляющих частей, оборудование которых на ракетных полигонах первоначально размещалось в основном в имеющихся строительных сооружениях бывших ТП.

ТП, а позже и создаваемые ТК с момента их возникновения до настоящего времени прошли следующие характерные этапы развития.

Первый (начальный) этап создания ТП, отсчет которого ведется с момента технологической отработки и эксплуатации на них первых боевых ракет (Р-1, Р-2, Р-5, Р-12, Р-14, а также Р-7, УР-500 и первых КА), был завершен в начале 1970-х гг.

На этом этапе ТП, созданные под руководством ГСКБ Спецмаш (ныне КБОМ) совместно с ОКБ-1 НИИ-88 (ныне РКК «Энергия»), ОКБ-586 (ныне ГKB «Южное») и ОКБ-52 (ныне ГКНПЦ им. М.В. Хруничева), отличались большим объемом проверок, выполняемых при подготовке ракет к вывозу на СК, которые во многом повторяли испытания, проводимые на их заводах-изготовителях.

В конце 1950-х — начале 1960-х гг. ГСКБ Спецмаш и ОКБ-1 совместно со смежными предприятиями было создано большое количество специального технологического оборудования и контрольно-проверочной аппаратуры, предназначенных для работы с ракетами типа Р-7 и их головными частями на ТП (площадка 2 космодрома Байконур), а позднее с ракетами «Восток» и «Союз» и их космическими объектами. Это оборудование обеспечивало проведение погрузочных, транспортных, сборочных, отладочных, снаряжательных, кантовочных, монтажных, испытательных и других технологических операций, проводимых в определенной последовательности в МИК технической позиции.

Для проведения таких работ потребовалось создание специальных железнодорожных вагонов, предназначенных для доставки на полигон отдельных блоков ракеты и ее головных частей; грунтовых тележек для перемещения этих блоков в пределах ТК и большого числа ложементных тележек для работы с блоками ракеты в МИК; сталея-пакетировщика, обеспечивающего горизонтальную сборку пакета ракеты из отдельных ее блоков; компрессорной станции и средств газообеспечения, различного типа траверс, подъемников и передвижных средств обслуживания отдельных блоков и ракеты в целом.

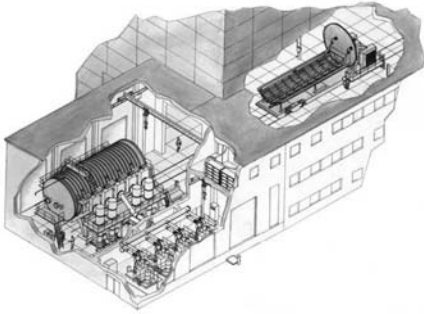


Рис. 8.2.1. Вакуумная станция для работы с космическими кораблями на технической позиции ракеты Р-7А

С появлением космических объектов задачи, решаемые на ТП, расширились. Пришлось создавать вакуумные станции с барокамерами, а в зависимости от сложности и особенностей КА для каждого из них создавать дополнительные комплекты оборудования. Например, для подготовки первого искусственного спутника Земли было создано дополнительно 4 агрегата; для автоматических станций, предназначенных для исследования око-

лунного пространства и поверхности Луны, такой комплект состоял из 41 агрегата и приспособлений; для подготовки автоматических межпланетных станций, предназначенных для исследования космического пространства планет Венера и Марс, этот комплект состоял из 58 единиц технологического оборудования.

Размещение на ТП оборудования одной из первых вакуумных станций, предназначенной для работы с КА, показано на рис. 8.2.1, а разновидности монтажно-стыковочного оборудования, использовавшегося в работах с первыми КА, — на рис. 8.2.2 и 8.2.3.

В начале 1960-х гг. по техническому заданию ОКБ-1 (ныне РКК «Энергия») для работы с космическим кораблем, предназначенным для запуска человека в космос, в КБОМ был разработан специализированный комплект технологического оборудования СМ-422. Этот комплект обеспечивал выполнение технологических операций в МИК ТП с кораблем-спутником, спускаемым аппаратом, приборным отсеком, тормозной ДУ корабля, а также с блоками РН, орбитателем корабля и другими узлами. В состав комплекта входило 48 агрегатов, многие агрегаты из имеющегося на ТП оборудования подверглись доработке, и

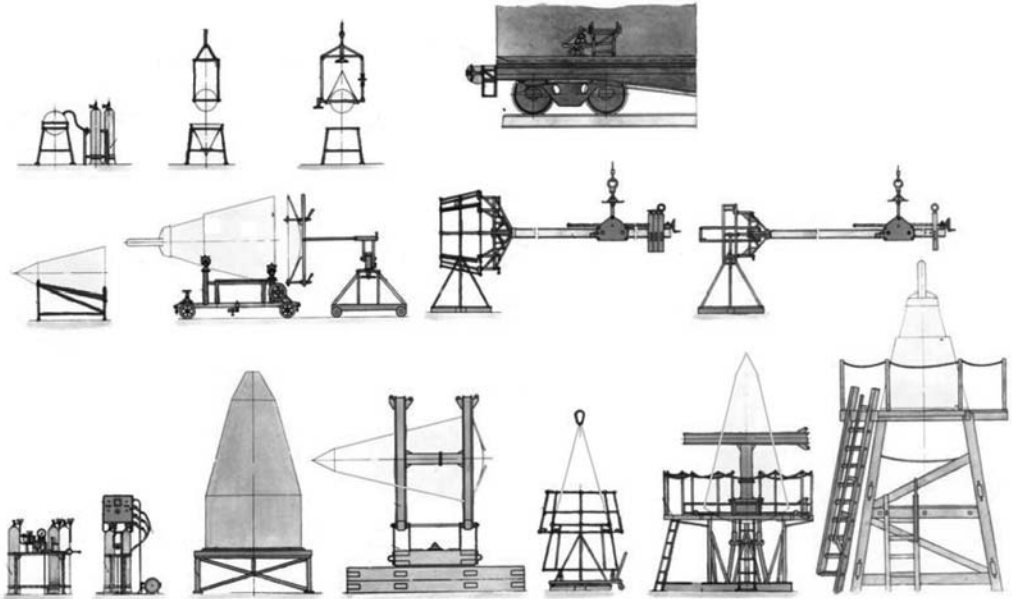


Рис. 8.2.2. Монтажно-стыковочное оборудование МИК для работ с первыми искусственными спутниками Земли

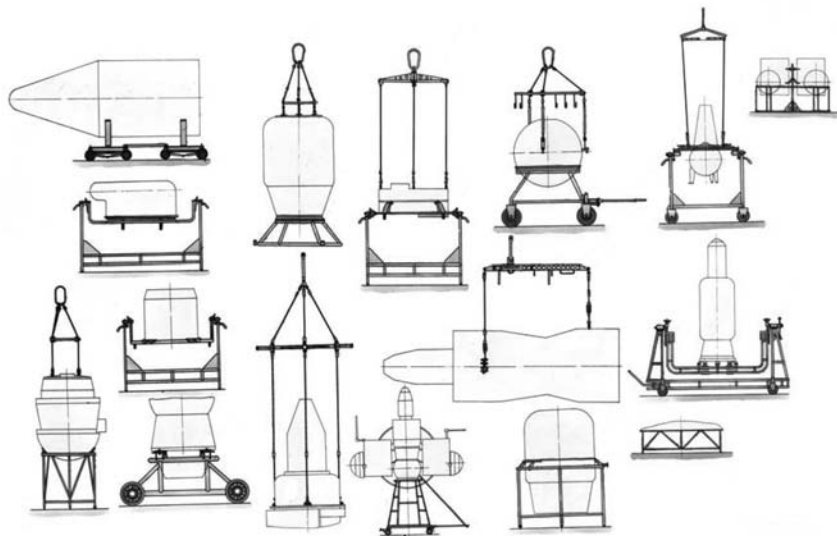


Рис. 8.2.3. Монтажно-стыковочное оборудование МИК для работ по подготовке КА, предназначенных для освоения Марса и Венеры

поэтому только 8 агрегатов были созданы заново.

Технологическое оборудование, используемое при работах на ТП, было, как правило, специализировано для проведения испытаний конкретной ракеты. Такое направление развития ТП на начальном этапе создания ТК было оправданно, но стало неприемлемым, когда в дальнейшем, с появлением РБ и КА, объем проводимых работ увеличился в несколько раз. В 1970-х гг. под руководством КБОМ, филиала № 2 ОКБ-52 и КБТМ с участием разработчиков РН, РБ и КА были реконструированы и созданы ТК РН («Союз», «Протон-К», «Космос», «Молния», «Циклон-2», «Циклон-3»), которые успешно эксплуатируются до настоящего времени. Позже был создан ТК РБ 11С861 для РН «Протон-К». Созданы ТК связных спутников «Грань», «Горизонт», «Молния» и ТК других КА народнохозяйственного и оборонного назначения, а также ЗНС.

Второй этап длился с начала 1970-х до конца 1980-х гг. На этом этапе под руководством НПО «Энергия» с участием КБ «Мотор» и завода «Прогресс» была создана ТП для РН Н1 и КА Л3, которая в последующем с привлечением НПО «Молния» и КБОМ была модернизирована и дооборудована техническими комплексами для обеспечения подготовки к пуску РН «Энергия» и ОК «Буран», а также

созданы комплекты оборудования, необходимые для проведения технологических работ с орбитальным кораблем после его посадки на аэродром.

Тогда же под руководством КБТМ с участием КБ «Южное» был создан ТК для РН «Зенит».

В целом этот этап характеризуется наибольшим развитием ТК КА и РБ, созданных под руководством ОКБ «Вымпел», а также отличается бурным внедрением достижений космической техники в народное хозяйство. В связи с небольшим тогда сроком существования КА на орбите (от 3 до 5 лет) было создано большое число ТК для КА, выводимых на орбиту РН, ранее созданными для использования в составе боевых ракетных комплексов (БРК).

При этом объем выполняемых работ на космодроме при проведении испытаний и проверок технического состояния РН, РБ, КА практически не изменился, поскольку РКН и их составляющие элементы проходили, как и ранее, такой же объем электрических и пневмовакуумных проверок, какой они проходили на заводах-изготовителях. В связи со значительным увеличением объема работ, особенно по КА, создаваемое технологическое оборудование уже не могло быть узкоспециализированным, за исключением оборудования, используемого при отработках РН.

Проектирование почти всего технологического оборудования для отработки КА проходило не только с учетом его использования для конкретного КА, но и с учетом возможности использования при отработке других однотипных КА.

Такой же подход был принят для обеспечения работ с однотипными РН («Союз» и «Молния»; «Протон-К» и «Протон-М» и др.).

На этом этапе такими предприятиями, как ОКБ «Вымпел», КБ «Мотор» и КБТМ, было спроектировано значительное количество универсального оборудования, которое успешно эксплуатируется и в настоящее время в составе действующих ТК.

Все требования к проводимым проверкам и испытаниям РН, РБ, КА, выполняемым до вывоза РКН на СК, реализовывались оборудованием ТК РН, РБ, КА при выполнении на них принятых технологических процессов.

Третий период — с начала 1990-х до начала 2000-х гг. — характеризуется изменением идеологии работ на ТК, что особенно характерно для ТК КА.

КА поступали сразу на космодром и проходили назначенный объем электрических тестовых проверок, проверок на герметичность безбарокамерным методом и при необходимости заправку на заправочной станции компонентами топлива и газа, выполнялась полная сборка КА и КГЧ.

В последние годы в связи с ограничением финансирования развития космической отрасли наряду с обеспечением принятой отечественной космической программы была сделана ставка на предоставление Россией услуг иностранным заказчикам по запуску их КА. Для этого были модернизированы РН «Протон-К» под «Протон-М» и «Союз» под «Союз-2» и их СК, вновь созданы РБ «Бриз-М», «Фрегат» и находился в стадии завершения создания КРК экологически чистой РКН «Ангара».

В связи с более жесткими требованиями по чистоте при обеспечении работ с зарубежными КА была проведена модернизация существующих МИК на различных площадках космодрома Байконур (сооружения 92А-50 на площадке 92, 31-40 на площадке 31, МИК на площадке 112, МИК объекта 254).

ТК, обеспечивающие испытания и проверки технического состояния РКН, впервые появились на площадке 2 космодрома Байконур и обеспечили выполнение принятых объемов работ:

с РН «Восток», «Восток-М», «Восход», «Союз», «Союз-У», «Союз-У-2», «Молния»;

с космическими кораблями «Восток», «Союз», «Союз Т», «Союз ТМ», грузовыми кораблями «Прогресс» и «Прогресс-М»;

с системами аварийного спасения космонавтов для кораблей «Союз», для лунных кораблей ЛЗ, транспортных кораблей снабжения комплекса «Алмаз»;

с долговременными орбитальными станциями «Салют-1», «Салют-4», «Салют-7» и «Мир»;

с КА серии «Космос»;

с РБ «МЛ», «Д» и «ДМ».

В дальнейшем ТК на космодроме Байконур создавались на площадках 31, 45, 92, 112 и др. для подготовки РН и большого числа космических объектов (станций, аппаратов, космических телескопов) по программе научного, народнохозяйственного и оборонного назначения «Электрон», «Прогноз», «Луна», «Марс», «Венера», «Зонд» и т.д., выводимых на орбиты с использованием РН «Союз», «Молния», «Протон», «Зенит», Н1, «Энергия», а позднее «Союз-2» и др. Подготовка КА на этих ТК проводилась в МИК, в которых под руководством головных конструкторских предприятий по ТК были созданы рабочие места (РМ) и помещения, отвечающие повышенным требованиям, в том числе и по чистоте.

Наличие чистых помещений в сочетании с технологическим и техническим оборудованием, предназначенным для проведения пневмовакуумных испытаний, электрических проверок, гарантированного электроснабжения и т.д., обеспечили создание сервисных услуг и требуемые условия подготовки КА, необходимые для включения их в состав РКН.

Для этого на территории отдельных ранее созданных ТП космодрома Байконур были модернизированы или дополнительно построены МИК и другие сооружения, предназначенные для размещения в них оборудования ТК РН, РБ и КА, а также были заново созданы ТК для РКН Н1 и «Зенит», а позднее для РН «Энергия» и ОК «Буря» и др.

При модернизации или создании новых ТК для использования ресурсосберегающих технологий во многих случаях применялось сочетание существующего унифицированного оборудования с оборудованием нового поколения.

Всего на космодроме Байконур в составе ракетных комплексов («Союз», «Молния»,

«Протон», «Протон-К», «Циклон», «Зенит», «Энергия»–«Буран» и др.) было построено 11 МИК, в которых размещены ТК для технологической подготовки РН, РБ и КА, при этом в целях экономии средств на создание отдельных ТК в ряде случаев использовалась практика технологической подготовки РБ и КА (при минимальной доработке РМ) на ТК, размещенных на других площадках космодрома.

На космодроме Плесецк ТК РН «Космос», «Союз», «Молния», «Циклон», «Рокот» и ТК КА, созданные для решения задач как народнохозяйственного, так и оборонного назначения, расположены в сооружениях на площадках 3, 32Т, 141 и 142, которые предназначены для работ с РН, разработанными ГНП РКЦ «ЦСКБ–Прогресс» и КБ «Южное» и с КА разработки НПО им. С.А. Лавочкина, НПО ПМ и другими предприятиями, а также для работы с зарубежными КА.

8.2.2. НАЗНАЧЕНИЕ И СТРУКТУРНОЕ ПОСТРОЕНИЕ ТК

Дальнейшее развитие РКТ во многом было связано с обеспечением повышенных требований заказчика к качеству выполняемых на ТК работ и усложнением проводимых технологических работ, связанным со значительным увеличением габаритов и масс как РКН в целом, так и их составляющих частей.

При осуществлении принятого объема технологических работ в большинстве случаев используется все оборудование ТК РН, РБ, КА, КГЧ и РКН, предназначенное на каждом из этих ТК для выполнения своих функциональных задач. Положительные результаты данных работ необходимы для принятия решения о транспортировке РКН из МИК ТК на СК. Назначение этих ТК приведено ниже.

ТК РН представляет собой совокупность стационарных и подвижных технических средств и сооружений с техническими системами, предназначенных для приема, проверки, сборки, приведения и кратковременного содержания в готовностях, технического обслуживания и подготовки РН к транспортированию на СК или на место хранения.

В состав технических средств ТК РН могут входить отдельные комплекты механотехнологического, пневмовакуумного, проверочного оборудования, системы наземного электроснабжения специальными токами, а также комплект оборудования, предназначенный

для содержания РН в готовностях, и другое технологическое оборудование. Для подготовки РН на ТК в нашей стране в основном принята горизонтальная технология, получившая название фиксированная, при которой сборка РКН, ее технологическая подготовка и транспортировка на стартовую позицию осуществляются в горизонтальном положении. За рубежом (в США, Франции и в ряде других стран) в основном принята вертикальная технология, получившая название мобильная, при которой сборка РКН, ее предстартовая подготовка и транспортировка на стартовую позицию осуществляются в вертикальном положении.

ТК КА — совокупность стационарных и подвижных технических средств и сооружений с техническими системами, предназначенных для приема, проверки, сборки, заправки, приведения и кратковременного содержания в готовностях, технического обслуживания и транспортирования КА в пределах ТП и стыковки с РБ или РН.

В состав технических средств ТК КА могут входить отдельные комплекты механотехнологического, пневмовакуумного, проверочного оборудования, средств термостатирования, системы наземного электроснабжения специальными токами, комплект оборудования содержания в готовностях и другое технологическое оборудование. На ТК КА применяются как вертикальная, так и горизонтальная технологии. Для КА легкого и среднего классов наиболее предпочтительна вертикальная технология, а для тяжелых КА (типа орбитальных станций) — горизонтальная технология. В зарубежных странах КА с РН среднего и тяжелого классов стыкуются в вертикальном положении.

ТК РБ — совокупность стационарных и подвижных технических средств и сооружений с техническими системами, предназначенных для приема, проверки, сборки, заправки, приведения и кратковременного содержания в готовностях, технического обслуживания и транспортирования РБ в пределах ТП КРК.

В состав технических средств ТК РБ могут входить отдельные комплекты механотехнологического, пневмовакуумного, проверочного оборудования, средств термостатирования, система наземного электроснабжения специальными токами, комплект оборудования содержания в готовностях и другое технологическое оборудование.

Для всех РБ применяется только вертикальная технология подготовки.

Весь цикл подготовки на ТК должен быть обеспечен необходимым технологическим оборудованием, сформированным в комплекты по функциональной принадлежности.

ТК КГЧ — совокупность стационарных и подвижных технических средств и сооружений с техническими системами, предназначенных для стыковки КА (средствами ТК КА) с РБ и сборочно-защитным блоком (СЗБ), контроля сборки, приведения и кратковременного содержания в готовностях, технического обслуживания и транспортирования КГЧ в пределах ТП, а также для проведения заключительных операций с КГЧ.

ТК КГЧ может быть универсальным, предназначенным для работы с различными КГЧ при единой РН. В состав технических средств ТК могут входить отдельные комплекты механотехнологического, пневмовакуумного, проверочного оборудования, средств термостатирования, системы наземного электроснабжения специальными токами, а также комплект оборудования содержания в готовностях и другое технологическое оборудование.

На ТК КГЧ применяется как вертикальная, так и горизонтальная технология. Практически до конца 1980-х гг. при сборке КГЧ применялась только горизонтальная технология, что было обусловлено меньшей стоимостью технологического оборудования.

По требованию зарубежных заказчиков в настоящее время принята вертикальная стыковка КА с РБ с последующим кантованием сборки РБ + КА в горизонтальное положение для сборки с СЗБ.

При создании этих ТК большое внимание было уделено их структурному построению, которое было осуществлено на основе следующих исследований:

предметного структурного анализа ТК, т.е. членения принятых на ТК технологических процессов на операции, выполнение которых характерно для отдельных видов оборудования;

функционального структурного анализа ТК, т.е. членения технологического процесса на группы взаимосвязанных операций, выполняемых на ТК всеми видами применяемой техники, проводимых, как правило, совместно или отдельными видами оборудования непосредственно друг за другом на едином (каждом) его РМ.

Исследуя технологические процессы подготовки существующих и создаваемых КА по предметному принципу, формируют все типы операций, которые требуют разработки и применения определенного вида техники.

Комплектуя операции технологического процесса по этому принципу, проводят членение технологического процесса подготовки КА по видам техники с учетом последовательности выполнения операций, осуществляемых одновременно или в разное время.

Таким образом на ТК определяются основные и вспомогательные технологические процессы, обеспечивающие выполнение его целевой задачи, что позволяет формировать состав технологических агрегатов и систем по технологическому, пневмовакуумному оборудованию, средствам термостатирования и газового обеспечения, контрольно-проверочному, специальному электрическому и другому оборудованию, размещаемому и используемому в работах на его РМ.

РМ в составе ТК представляет собой совокупность технологических средств, размещенных в соответствующем строительном сооружении (сооружениях), обеспечивающих на нем проведение техническими средствами принятого цикла технологических работ, необходимых, например, для отработки КА в составе РКН.

Предметный структурный анализ принятых технологических процессов в настоящее время является основным инструментом для определения состава оборудования, требуемого на каждом РМ для обеспечения подготовки РН, РБ, КА на ТК. Он является основой формирования традиционных комплектов наземного оборудования, входящих как составные части в ТК, и позволяет выработать технические требования, в которых средства подготовки формируются в комплекты по видам техники и их назначению.

Результатом развития ТК по предметному принципу стало создание унифицированных технических комплексов (УНТК), обеспечивающих проведение испытаний и поддержание требуемого технического состояния всех составляющих частей РКН.

Структурная схема УНТК включает в себя не только состав принятых технологических средств по видам техники (как в традиционных ТК), но и унифицированную часть технологических средств (базовые комплекты) и

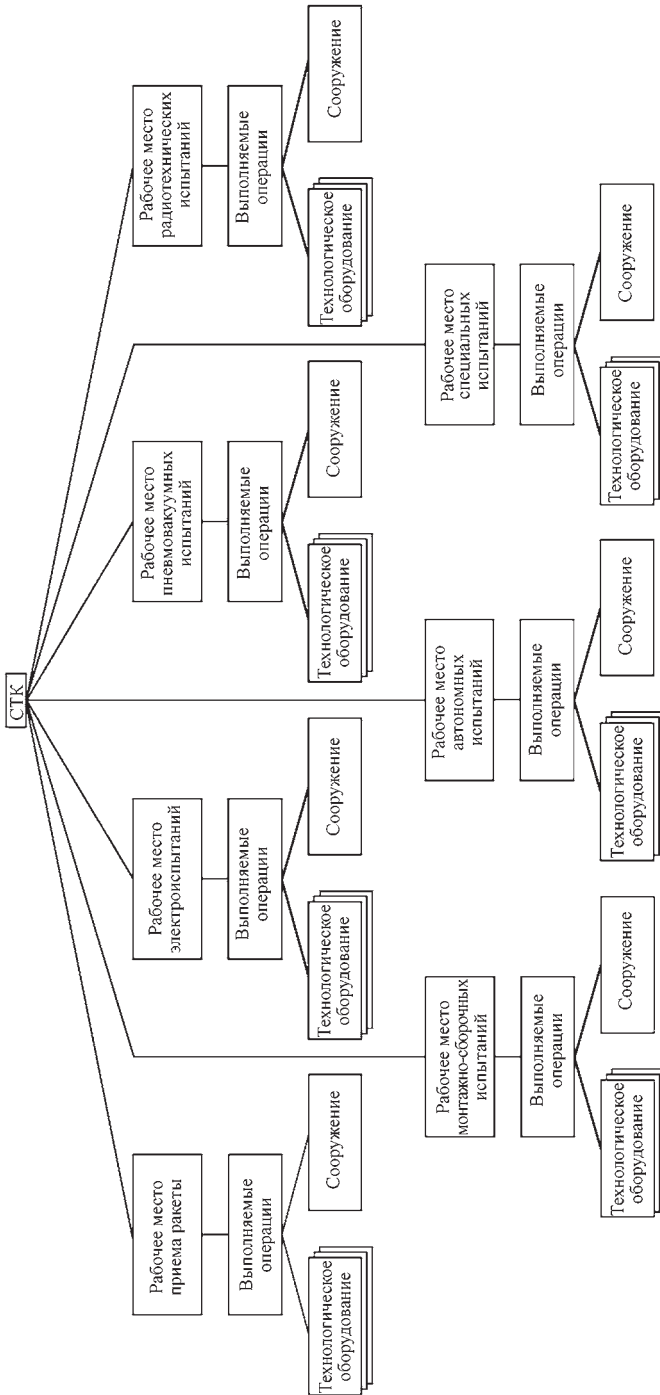


Рис. 8.2.4. Схема построения технических средств ТК (СТК)

специализированную часть (дополнительные комплекты) для каждого КА.

Принцип формирования в ТК унифицированной части (базовых комплектов) — использование в них отдельных видов оборудования в технологических работах как минимум с двумя КА. Специализированная часть (дополнительного комплекта) складывается из оборудования, используемого для подготовки только одного конкретного КА.

Соотношение унифицированной и специализированной частей зависит от характера требований по технологической подготовке КА, объединяемых для выполнения работ на УНТК.

Проведение предметного анализа представляет собой простые действия по последовательному выбору операций в технологических процессах подготовки КА, соответствующих тому или иному виду техники. При этом необходимо решать лишь вопрос членения наземного оборудования по видам техники, где проведение *функционального анализа технологических процессов* заключается в формировании групп взаимосвязанных технологических операций, проводимых на одном рабочем месте. То есть должна решаться комплексная задача формирования состава оборудования ТК и оснащения РМ, при этом существует определенная обратная связь с технологическим процессом подготовки РКН.

В связи со сложностью выполнения многих технологических процессов построение ТК и его оборудования по функциональному признаку в большей степени требуется для проведения работ с КА. От качества проведения функционального анализа во многом зависит конечный результат, т.е. формирование ТК.

Если предметный анализ технологических процессов позволяет формировать структуру комплектов наземного технологического

оборудования, то функциональный анализ позволяет формировать структуру технических комплексов, при этом, как правило, проводится оптимизация как технологических процессов подготовки КА, так и состава оборудования РМ.

Формирование средств подготовки по функциональным структурам обеспечивает закрепление на каждом РМ состава выполняемых операций. В этом случае наполнение РМ необходимыми средствами подготовки иногда требует проведения дополнительного предметного анализа по уточнению состава элементов используемого оборудования при выполнении на созданных РМ принятых технологических процессов.

В основу организации РМ по блочно-модульной схеме положен принцип проведения на них однотипных работ с КА, при которых для разных КА может быть использовано базовое оборудование.

На рис. 8.2.4 представлена структура ТК, состоящая из технологического и технического оборудования, к которым могут быть отнесены РМ, предназначенные для:

приема ракеты — включает в себя транспортное, подъемно-перегрузочное оборудование и оборудование хранения;

электроиспытаний — включает в себя стендовое оборудование, контрольно-испытательное оборудование, СНЭСТ, СЭП;

проведения монтажно-сборочных работ с оборудованием, обеспечивающих при необходимости сборку (разборку) ракеты перед проведением комплексных испытаний;

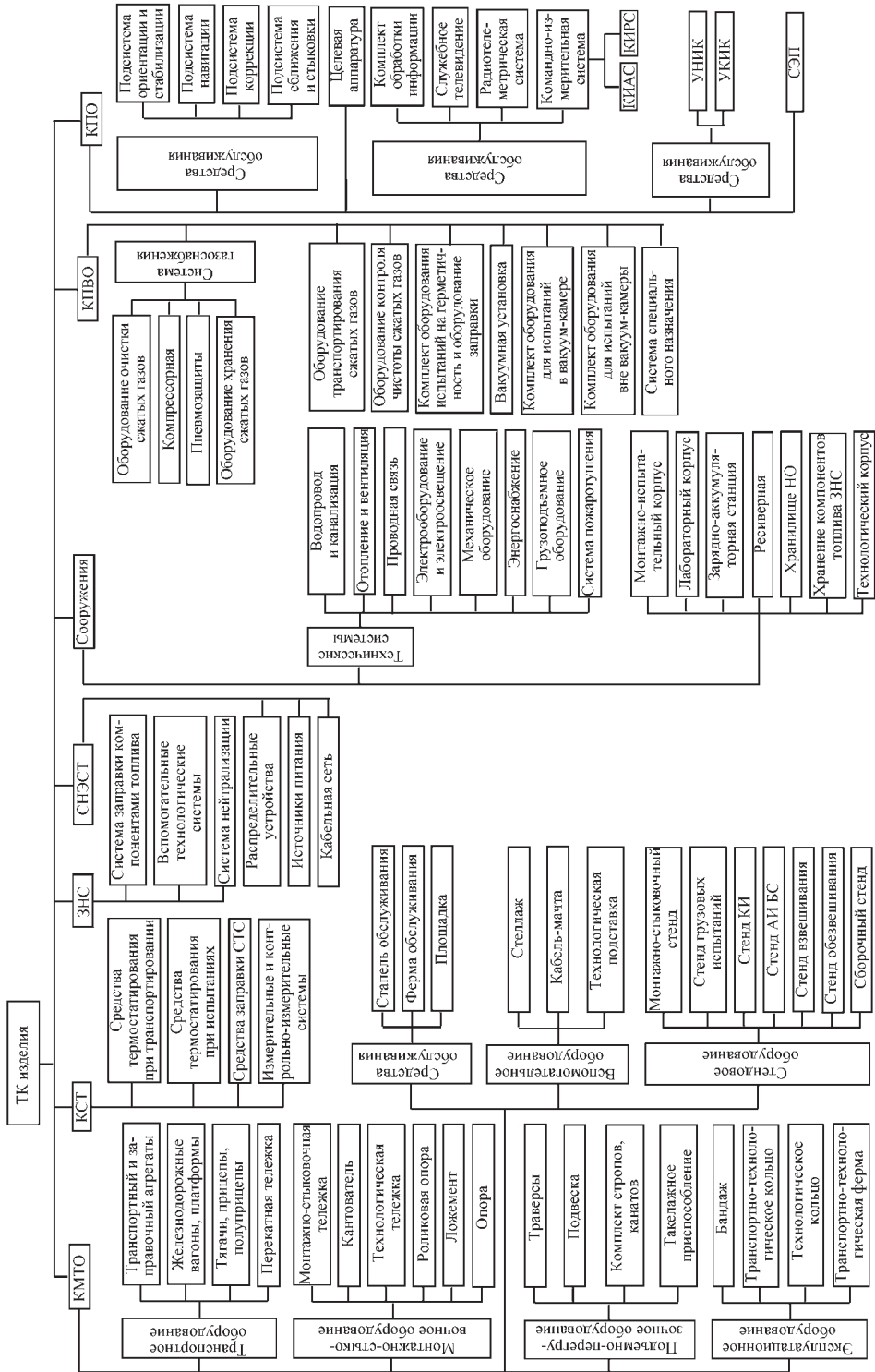
пневмоиспытаний с использованием оборудования — обеспечивает хранение сжатых газов и проведение пневмоиспытаний ракеты;

радиотехнических измерений с использованием оборудования для их испытаний;

⇒

Рис. 8.2.5. Типовая структурная схема оборудования и строительных сооружений ТК РКН и ее составляющих частей:

ТК — технический комплекс; КМТО — комплект механо-технологического оборудования; КСТ — комплект средств термостатирования; ЗНС — заправочно-нейтрализационная станция; СНЭСТ — система наземного энергоснабжения; КПВО — комплект пневмовакуумного оборудования; КПО — комплект проверочного оборудования; СТС — система термостатирования; КИ — комплексные испытания; АИ БС — автономные испытания батарей солнечных; НО — наземное оборудование; КИАС — контрольно-измерительная автоматизированная станция; КИРС — контрольно-измерительная радиостанция; УНИК — универсальный наземный измерительный комплекс; УКИК — универсальный космический измерительный комплекс; СЭП — система электропитания



специальных испытаний с использованием потребного для этого оборудования.

Технологические средства ТК на РМ при необходимости могут быть сгруппированы в базовые комплекты и дополнительные комплекты технологического оборудования.

В базовый комплект включаются универсальные агрегаты и системы, обеспечивающие подготовку не менее двух КА.

В дополнительный комплект включаются технологические средства подготовки, характерные только для подготовки данного КА.

Чем большее число КА может проходить подготовку на одном РМ, например электроиспытаний (ЭИ), тем эффективнее на нем будут использоваться дорогостоящее оборудование и КПА. Решение вопроса о возможности совмещения подготовки различных КА на одном РМ электроиспытаний представляет достаточно трудную задачу. На основании анализа статистических данных по работе оборудования и характеристик существующих КА, а также учитывая традиции генеральных разработчиков КА, можно сделать вывод, что такое совмещение возможно. Однако в настоящий момент оно существует только для некоторых КА и только разработанных одним генеральным конструктором.

Созданные ТК КА, РБ, РН, КГЧ и РКН в целом включают в свой состав следующие составные части:

комплект механотехнологического оборудования (КМТО) — это составная часть ТК, представляющая собой совокупность оборудования, потребного для монтажно-стыковочных, подъемно-перегрузочных и транспортных работ, взвешивания и определения координат центра

масс, обезвешивания раскрываемых элементов КА, а также обслуживания составляющих частей РКН и РКН в целом, проводимого на различных видах технических комплексов;

комплект пневмовакuumного оборудования (КПВО) — составная часть ТК, представляющая собой совокупность оборудования, потребного для обеспечения газами и газовыми смесями составляющих частей РКН и РМ ТК и их распределения между потребителями, а также для проведения испытаний на герметичность в вакуумных установках и вне их;

комплект средств термостатирования (КСТ) — составная часть ТК, представляющая собой совокупность оборудования, потребного для создания и поддержания температурно-влажностного режима в составляющих частях РКН при их подготовке для включения в состав РКН на ТК;

заправочно-нейтрализационная станция (ЗНС) — отдельный наземный технологический объект КРК (в отдельных случаях является составной частью ТП), представляющая собой совокупность технологического оборудования и сооружений с техническими системами, предназначенными для хранения, подготовки и заправки (слива) компонентами топлива и газами емкостей КА и РБ;

комплект проверочного оборудования (КПО) — составная часть ТК, представляющая собой совокупность потребной аппаратуры, приборов и устройств, обеспечивающих проведение испытаний бортовых систем РКН и ее составляющих частей, а также проведение регламентированного технического обслуживания бортовых и наземных приборов, устройств и аппаратуры;

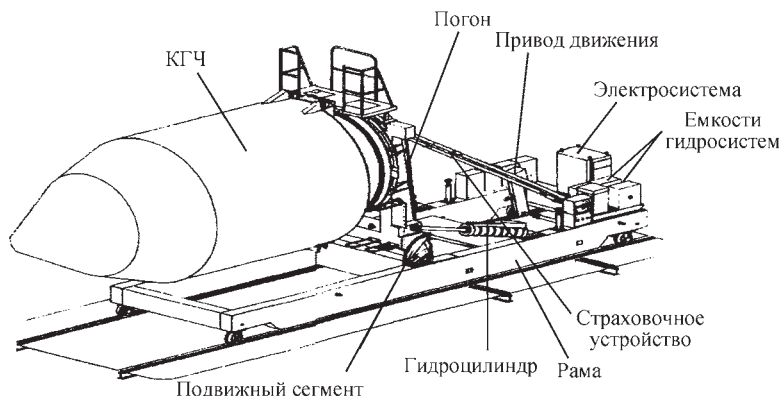


Рис. 8.2.6. Общий вид кантователя 373СМ

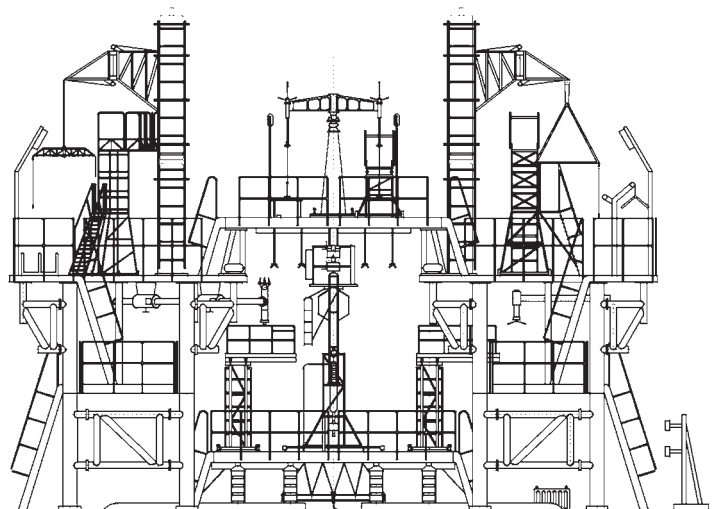


Рис. 8.2.7. Вариант стенда комплексных испытаний

система наземного электроснабжения спецтоками (СНЭСТ) — составная часть оборудования различных видов ТК, представляющая собой совокупность преобразователей; устройств распределения специальной электрической энергии, управления, контроля и защиты, необходимых для каждого ТК для выполнения на нем принятых технологических процессов.

Типовая структурная схема оборудования ТК представлена на рис. 8.2.5.

В 1970-х гг. в составе КМТО под руководством КБ «Вымпел» вначале были созданы в большей степени для работ с КА отдельные агрегаты и приспособления, предназначенные для их сборки и обслуживания (кантовали, подставки, средства обслуживания и другое оборудование). Одна из конструкций кантователя показана на рис. 8.2.6.

Позже в связи с усложнением конструкций КА, увеличением их габаритов, масс, а также задач по их подготовке на ТК были разработаны стенды комплексных испытаний, предназначенные для проверки раскрытия солнечных батарей; фермы обслуживания для вертикальной сборки КГЧ и другое оборудование. Одна из конструкций стенда комплексных испытаний показана на рис. 8.2.7.

Этот стенд был предназначен для проведения работ по навеске (установке) и проверки механически открывающихся элементов

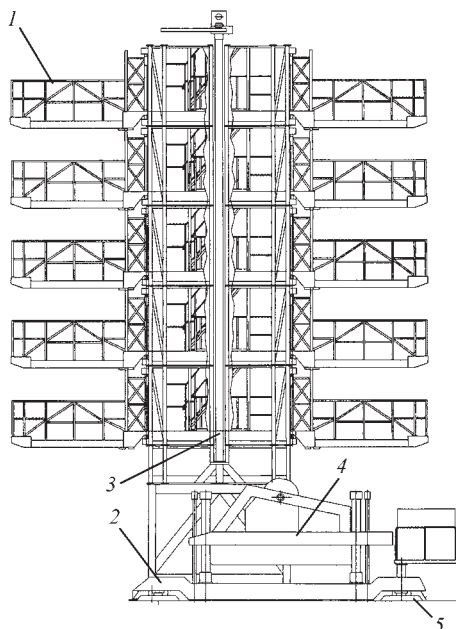
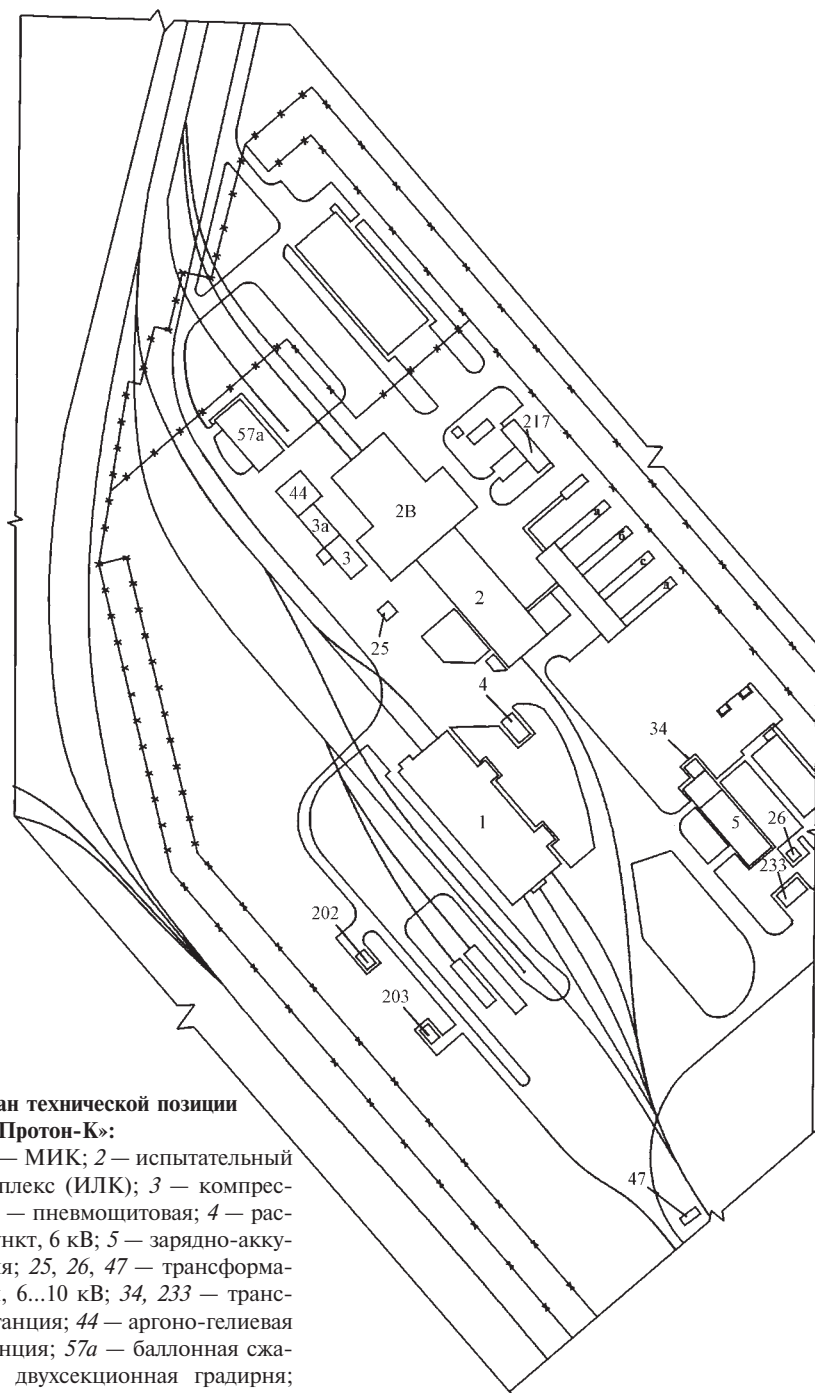


Рис. 8.2.8. Универсальный стенд 17Y551:
1 — поворотная площадка обслуживания; 2 — кантовочный агрегат; 3 — портал; 4 — основание; 5 — домкрат

антенно-фидерных устройств с имитацией условий пониженной гравитации, а также для



**Рис. 8.2.9. Генплан технической позиции
РН «Протон-К»:**

Площадка 92: 1, 2В — МИК; 2 — испытательный лабораторный комплекс (ИЛК); 3 — компрессорная станция; 3а — пневмошитовая; 4 — распределительный пункт, 6 кВ; 5 — зарядно-аккумуляторная станция; 25, 26, 47 — трансформаторная подстанция, 6...10 кВ; 34, 233 — трансформаторная подстанция; 44 — аргоно-гелиевая компрессорная станция; 57а — баллонная сжатых газов; 202 — двухсекционная градирня; 203 — насосная станция, два подъема; 217 — насосная станция обратного водоснабжения; прямая линия — железнодорожные пути; линия с крестиками — периметр ограждения



Рис. 8.2.10. Внешний вид МИК на ТП РКН «Протон-К»

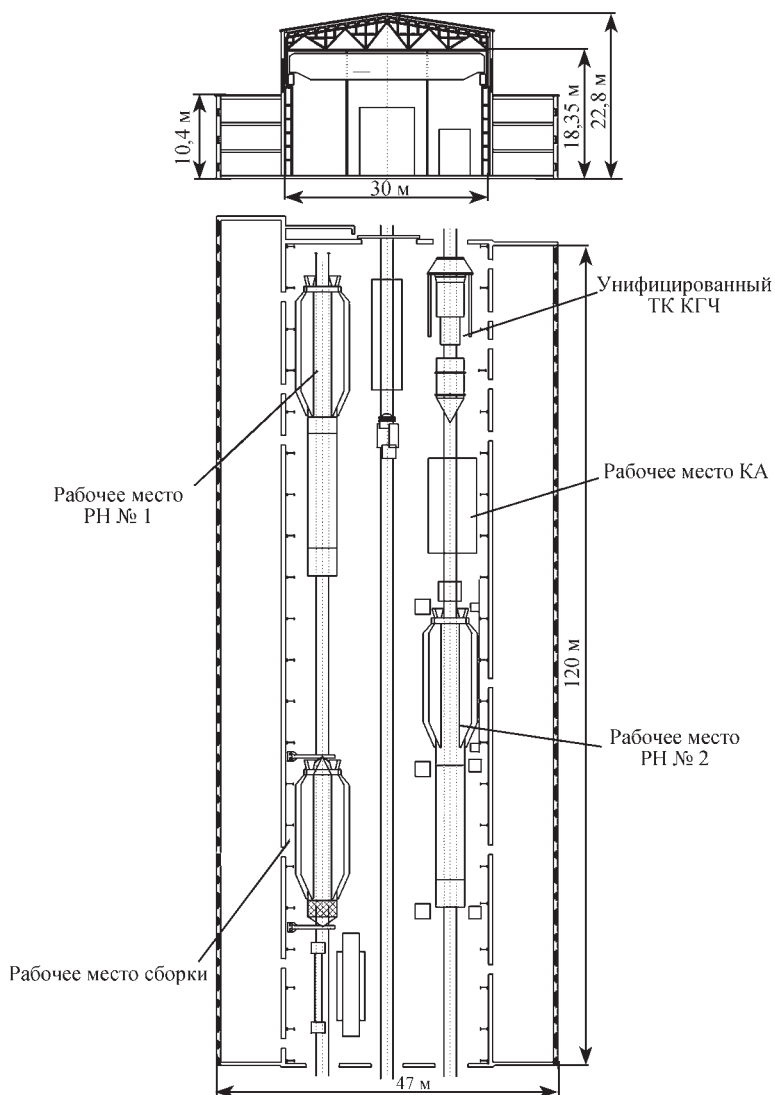


Рис. 8.2.11. Планировка МИК РКН «Протон-К» и размещение РМ в монтажно-испытательном зале

проведения электрических проверок КА типов «Гейзер» и «Геликос». Габариты такого стенда по длине составляли 14,1 м, по ширине — 10,8 м, по высоте 13,0 м, а масса — 45 т.

В целях сокращения технологического цикла проводимых с КА работ в 1980-х гг. были созданы универсальные стенды, имеющие более сложное конструктивное исполнение. Они включали в себя поворотные погоны, наклоняющиеся опорные рамы, выдвигаемые площадки обслуживания, электрические или гидравлические приводы и др., что позволяло обеспечивать поворот КА вокруг вертикальной оси на 360°, подъем и спускание его в заданном диапазоне высот, кантование из вертикального в горизонтальное положение и обратно, удобный доступ к обслуживаемым зонам КА, а также возможность перемещения КА по железнодорожной колее сооружения. Одна из конструкций универсального стенда показана на рис. 8.2.8.

Технологическое оборудование РМ ТК, а также обеспечивающее оборудование (компрессорная станция, ресиверные сжатых газов, аккумуляторная и др.) размещаются в строительных сооружениях. Строительные сооружения на площадке 92 космодрома Байконур, предназначенные для размещения оборудования ТК и других технических средств, необходимых для работы с РКН «Протон-К» и ее составляющими частями, показаны на рис. 8.2.9.

Основным сооружением ТК, непосредственно обеспечивающим возможность проведения принятых технологических процессов подготовки РКН и ее составляющих частей, является МИК.

Как правило, МИК представляет собой промышленное здание, состоящее из одноэтажных сборочно-испытательных участков (залов), к которым примыкают многоэтажные пристройки, предназначенные для размещения технологического оборудования, технических систем и эксплуатационного персонала ТК.

РМ подготовки составляющих частей РКН размещаются непосредственно на сборочно-испытательных участках и связаны с лабораторно-пультовыми помещениями, кабельными линиями и коммуникациями.

Такие МИК создаются для одного ТК или для размещения в нем нескольких разных по функциональному назначению ТК и подразделяются на четыре типа. Определяющей

является нормативная стартовая масса РКН: свыше 1500 т; от 500 до 1500 т; от 150 до 500 т и менее 150 т.

В качестве примера, дающего общее представление, ниже приведены основные технические характеристики МИК РКН «Протон-К» (сооружение 92-1), расположенного на площадке 92 космодрома Байконур. На рис. 8.2.10 показан внешний вид МИК, а на рис. 8.2.11 — размещение РМ в его монтажно-испытательном зале.

Основные технические характеристики МИК РКН «Протон-К»

Габаритные размеры, м:

Ширина	49, 52
Длина	119,00
Высота	22,90

Основные строительные характеристики:

Число монтажно-испытательных залов	1
Число технологических блоков	2
Число производственных этажей	2 и 3
Общая площадь застройки, м ²	5892,90

Глава 8.3

ЗАПРАВОЧНО-НЕЙТРАЛИЗАЦИОННЫЕ СТАНЦИИ

С началом освоения в нашей стране космического пространства выявилась необходимость вывода космических средств на различные по высоте орбиты. Они должны были быть способны в течение длительного времени поддерживать по высоте свою орбиту, а в необходимых случаях и маневрировать (изменять заданную орбиту). Для обеспечения этого потребовалось создание в составе наземных средств КРК технологического оборудования для заправки высококипящими компонентами ракетного топлива (КРТ) и сжатыми газами баков ДУ КА, а позднее и РБ.

Заправка КРТ баков тормозных ДУ первых возвращаемых КА окислителем («О») и горючим («Г») осуществлялась из передвижных заправочных агрегатов СМ-397А и СМ-397Г, разработанных ГСКБ Спецмаш (КБОМ). Эти агрегаты имели в своем составе дозирующее устройство и теплообменник, в котором при необходимости термостатирования горючего или окислителя использовался



Рис. 8.3.1. Общий вид агрегата СМ 397-6А

жидкий азот. Общий вид агрегата СМ 397 показан на рис. 8.3.1.

Позже заправка баков тормозных ДУ КА была модернизирована: КА устанавливался на весы, а заправочные агрегаты — на специальную эстакаду. Заправка до заданной массы компонента топлива производилась самотеком под небольшим избыточным давлением в баках заправочных агрегатов.

В последующем при возросшем числе различных типов КА возникли трудности, свя-

занные с необходимостью обеспечения при заправке КРТ КА заданного температурно-влажностного режима и повышенными требованиями по чистоте окружающей среды.

Одновременно с этим при работах с КА требовалось обеспечивать:

предварительную подготовку КРТ перед выдачей их в баки ДУ, заключающуюся в удалении из КРТ растворенных газов (дегазирование) или в замене их на гелий (гелирование);

высокую точность в широком диапазоне доз КРТ, заправляемых в баки ДУ КА;

зарядку шар-баллонов и наддув полостей баков ДУ КА, их магистралей и коммуникаций заправочных систем;

вакуумирование как самих полостей баков ДУ КА и их магистралей, так и коммуникаций заправочных систем.

Это потребовало создания стационарной заправочной станции (ЗС), обеспечивающей заправку КРТ всех КА, запускаемых в то время на космические орбиты ракетами-носителями «Восток», «Союз» и «Молния».

Такая стационарная ЗС 11Г12 была создана под руководством КБТХМ с участием

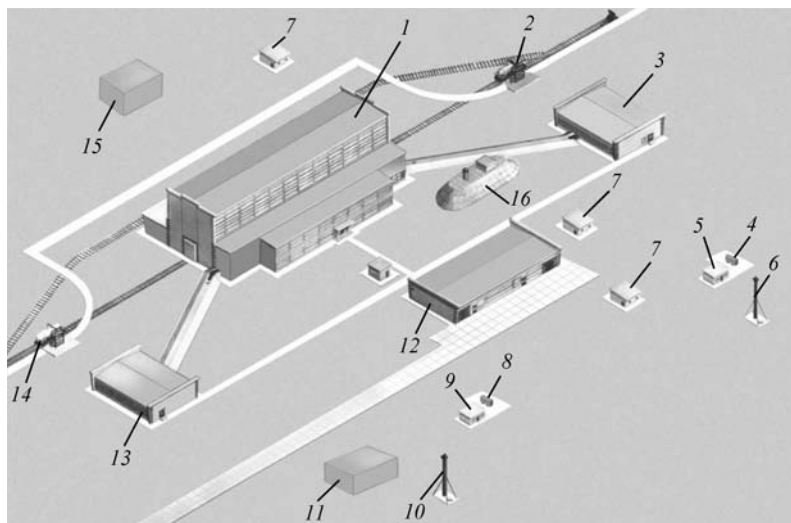


Рис. 8.3.2. Комплекс строительных сооружений ЗС 11Г12:

1 — заправочный корпус; 2 — колонка приема-выдачи горючего («Г») и цистерна ЖГЦ-60; 3 — хранилище «Г»; 4 — агрегат нейтрализации паров и промстоков «Г»; 5 — сооружение сбора промстоков «Г»; 6 — дренажная свеча «Г»; 7 — трансформаторная подстанция; 8 — агрегат нейтрализации паров и промстоков окислителя («О»); 9 — сооружение сбора промстоков «О»; 10 — дренажная свеча «О»; 11 — сооружение технического и оборотного водоснабжения; 12 — холодильный центр термостатирования КРТ; 13 — хранилище «О»; 14 — колонка приема-выдачи «О» и цистерна ЖАЦ-44; 15 — вентиляционная для подачи приточного воздуха и заправочный корпус

кооперации смежных предприятий на территории площадки 31 космодрома Байконур и сдана в 1967 г. в эксплуатацию. Она обеспечивала проведение следующих видов работ:

- прием и хранение КРТ и сжатых газов;
- подготовку к заправке КРТ;
- отбор и анализ проб КРТ и сжатых газов;
- вакуумирование заправочных магистралей и полостей КА;
- заправку баков КА заданными массовыми дозами КРТ;
- зарядку и сброс сжатых газов из баллонов КА;

- слив и нейтрализацию в случае пролива КРТ и их газов;
- нейтрализацию топливных полостей КА от остатков КРТ;
- термостатирование КРТ;
- дистанционно автоматическое и ручное управление технологическими процессами;
- перемещение КА в пределах ЗС.

Состав сооружений ЗС 11Г12 и зал заправки окислителем КА в заправочном корпусе показаны на рис. 8.3.2 и 8.3.3.

Дальнейшее, более интенсивное освоение космоса и обеспечение работ по ряду космических программ потребовали создания под руководством КБТХМ еще двух ЗНС — 11Г141 на космодроме Байконур и 11Г143 на космодроме Плесецк.

В конце 1960-х гг. для обеспечения работ с крупногабаритными головными блоками ЛЗ, предназначенными для вывода КА на космические орбиты и для полета на Луну с помощью РН Н1, была создана под руководством КБОМ с участием смежных предприятий и введена в эксплуатацию ЗНС 11Г131 на площадке 112А космодрома Байконур.



Рис. 8.3.3. Зал заправки «О» ЗС 11Г12

После прекращения работ по теме КРК Н1 эта ЗНС вначале использовалась для проведения работ с КА, запускаемыми на орбиты РН «Союз» и «Молния», а в последующем под руководством КБОМ и РКК «Энергия» она была модернизирована для обеспечения заправки орбитального корабля «Буран» высококипящим горючим, газообразным кислородом и зарядки бортовых баллонов сжатыми газами с использованием заправочных средств, размещенных в монтажно-заправочном корпусе (МЗК).

В конце прошлого столетия в составе ТК на площадке 92 космодрома Байконур под руководством КБТХМ и ГКНПЦ им. М.В. Хруничева были созданы наземные передвижные и стационарные средства, используемые в работах по заправке РБ «Бриз-М».

Всего на космодромах нашей страны было создано 6 ЗНС, и только 3 из них с начала XXI столетия находятся в эксплуатации: одна ЗНС 11Г143 — на космодроме Плесецк, а две другие — на космодроме Байконур: одна ЗНС 11Г12 предназначена для заправки КА, а другая в составе ТК РКН «Протон» — для заправки РБ «Бриз-М».

Созданные ЗНС на всех этапах их эксплуатации внесли свой вклад в реализацию космических программ нашей страны и в выполнение работ на коммерческой основе с иностранными заказчиками.

Глава 8.4

ИСПЫТАНИЯ И ЭКСПЛУАТАЦИЯ НАЗЕМНЫХ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ. ПОДГОТОВКА К ПУСКУ И ПУСК РКН

8.4.1. ИСПЫТАНИЯ НАЗЕМНЫХ ОБЪЕКТОВ И ИХ ОБОРУДОВАНИЯ

Для подтверждения правильности принятых проектно-конструкторских решений по наземным технологическим объектам (СК, ТП и ЗНС) и для обеспечения надежности работы их оборудования при эксплуатации в соответствии с требованиями ГОСТ Р 51143–98 в процессе создания этих объектов проводят следующие виды испытаний:

заводские испытания агрегатов и систем в целях определения их работоспособности и готовности к отправке на место монтажа и испытаний;

автономные испытания агрегатов и систем в целях определения их работоспособности и готовности к комплексным испытаниям в составе данных объектов при летных испытаниях КРК;

комплексные испытания в целях определения работоспособности наземных объектов и готовности их к летным испытаниям в составе КРК;

испытания СК и других наземных объектов в составе КРК при летных и государственных испытаниях в целях определения их работоспособности при подготовке к пуску и пуске ракеты.

Указанные виды испытаний выполняются в полном соответствии с разработанной проектно-конструкторской и эксплуатационной документацией на конкретный наземный технологический объект.

В ряде случаев в процессе разработки проектно-конструкторской документации проводят отработку отдельных сложных технологических процессов или конструктивных элементов оборудования на маломасштабных моделях или стендах, а также создают (довольно редко) полномасштабные стенды и наземные объекты, предназначенные для отработки совместно с технологическими или экспериментальными ракетами газодинамических и технологических процессов.

В целом все виды испытаний являются необходимым средством проверки принятых решений и соответствия полученных параметров наземного объекта и его оборудования требованиям тактико-технического задания (ТТЗ).

По результатам каждого вида испытаний в соответствии с принятыми решениями устраняются выявленные недостатки в оборудовании и строительных сооружениях объекта и по бюллетеням при необходимости вносятся изменения в конструкторскую и эксплуатационную документацию.

К проведению указанных испытаний наземных технологических объектов на различных этапах привлекаются специалисты заказчика и предприятий, участвующих в их создании.

Положительные результаты по летным и государственным испытаниям РК в целом являются подтверждением того, что завершена первая стадия жизненного цикла его наземных технологических объектов — их создание, и после принятия соответствующих решений

начнется следующая, основная, стадия жизненного цикла этих объектов, ради которой они создавались, — эксплуатация.

8.4.2. ЭКСПЛУАТАЦИЯ НАЗЕМНЫХ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ НА РАЗНЫХ ЭТАПАХ РАЗВИТИЯ РАКЕТНОЙ ТЕХНИКИ

В целом эксплуатация любого технологического или технического объекта (агрегата) представляет собой заданное взаимодействие их управляющего и управляемого оборудования. Структура построения этих видов оборудования определяется иерархией целей функционирования объекта (агрегата) и функциями, которые необходимо реализовать для достижения этих целей.

В соответствии с этим основой эксплуатации наземных технологических объектов является поддержание их технического состояния на требуемом уровне вплоть до принятия решения о консервации или утилизации.

Первый практический опыт эксплуатации наземного оборудования и ракет в СССР был получен в конце 1947 г. на ракетном полигоне Капустин Яр при подготовке к пускам и пусках трофейных немецких ракет Фау-2, где эксплуатация наземного оборудования и ракеты осуществлялась совместно военными и гражданскими специалистами.

В ходе эксплуатации этого РК были уточнены особенности взаимосвязей ракеты и наземных средств при подготовке к пуску и пуске ракет и выявлены конструктивные недостатки как ракеты, так и наземного оборудования.

Полученный опыт был использован проектно-конструкторскими предприятиями при создании первых отечественных передвижных РК. Он позволил уточнить структуру отдельных подразделений в ракетных войсковых частях.

Последующее развитие ракетной техники обеспечило создание новых, полностью отечественных конструкций ракет и наземных технологических объектов (передвижных грунтовых, стационарных наземных и шахтных), отвечающих возрастающим требованиям заказчика. Эти ракеты и наземные объекты, имея различные конструктивные решения, компоновку и целевые задачи, отличались повышенной эффективностью работы и более высокими ТТХ.

В те годы на вооружение Советской Армии были приняты различные по назначению РК вначале с ракетами малой и средней дальности, обеспечивающими доставку в заданные районы головных отсеков с обычными боезарядами, а позже и с ракетами средней и межконтинентальной дальности полета, оснащенными ядерными боеголовками. Эти РК в условиях развернутой США против СССР «холодной войны» были размещены в различных регионах страны.

Технология работ, проводимых на этих наземных объектах, в основном определялась их целевой задачей и принятыми конструктивными решениями оборудования, разработанного с учетом требований по обеспечению взаимной работы с ракетой, а функционирование объектов обеспечивалось квалифицированными специалистами.

Важным при эксплуатации таких объектов является то, что обслуживающий персонал должен взаимодействовать с ракетой и оборудованием наземного объекта, т.е. быть рабочим звеном в сложившейся системе «человек—машина». Однако чем меньше объем и продолжительность этого взаимодействия на объектах РК, тем выше (при прочих равных условиях) их эффективность как объектов эксплуатации.

Различают две стороны деятельности обслуживающего персонала на наземных технологических объектах — технологическую и организационную.

На первых, достаточно простых, передвижных грунтовых РК деятельность обслуживающего персонала в основном имела только технологическую направленность, т.е. заключалась в выполнении в основном в ручном режиме принятых технологических операций при подготовке ракеты к пуску и в обеспечении взаимосвязи отдельных агрегатов наземного оборудования с ракетой.

Позже для более сложных стационарных ракетно-космических комплексов были созданы средства управления, обеспечивающие согласованные действия обслуживающего персонала при проведении на объекте операций, выполняемых как в ручном, так и в дистанционном режиме, в соответствии с принятым планом проведения всех технологических операций, осуществляемых на объекте, т.е. была реализована и организационная направленность деятельности обслуживающего персонала.

Обе рассмотренные направленности деятельности персонала имеют место при эксплуатации наземных технологических объектов, каждый из которых обладает своими эксплуатационно-техническими свойствами.

Угруппированно эксплуатационно-технические свойства наземных технологических объектов отражены на рис. 8.4.1.

В процессе эксплуатации оборудование наземных объектов подвержено механическим, тепловым, электромагнитным, акустическим, радиационным, климатическим и дру-

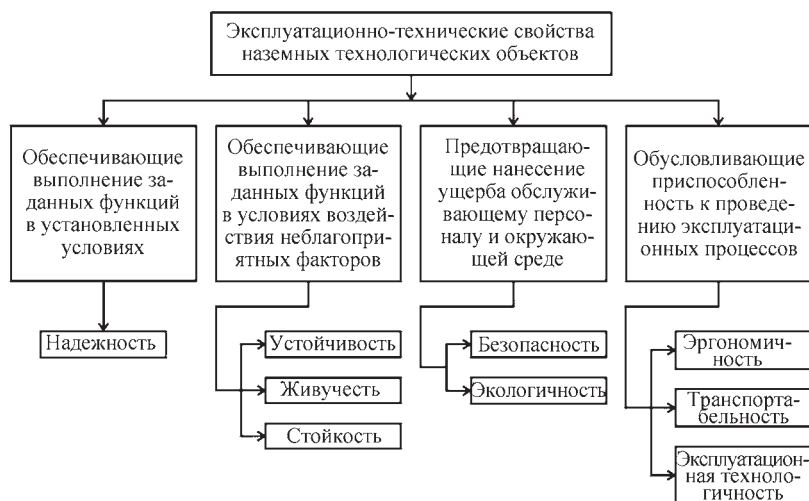


Рис. 8.4.1. Эксплуатационно-технические свойства наземных технологических объектов

гим видам воздействия, которые приводят к необратимым изменениям в конструкционных материалах, износу сопрягаемых деталей, повреждению защитных покрытий, коррозии и другим изменениям состояния оборудования. Такие изменения технического состояния оборудования происходят с разной интенсивностью, а по отдельным видам воздействия — непрерывно. Все это при эксплуатации оборудования способствует выходу из строя отдельных элементов в агрегатах и системах.

Понимание физической сущности отказов элементов оборудования является важнейшим условием успешной деятельности обслуживающего персонала при обеспечении им заданной надежности работы наземного объекта (агрегата, системы). Для поиска отказа и его устранения необходимо знать причину или причины отказа, т.е. имевшие место явления, процессы, события и состояние, вызвавшие или способствовавшие возникновению отказа объекта (агрегата, системы).

Причинами отказов могут быть:

ошибки, допущенные в технической документации при проведении проектно-конструкторских работ;

естественные процессы износа и старения оборудования и строительных сооружений;

нарушения правил и условий эксплуатации наземного оборудования и строительных сооружений;

недостаточная или неправильная подготовка обслуживающего персонала;

невыполнение требований эксплуатационной документации;

отсутствие штатных инструментов и приспособлений.

В связи с этим при эксплуатации оборудования наземных объектов в заданные сроки проводят контрольные осмотры и различные виды технического обслуживания оборудования, а также техническое освидетельствование отдельных видов оборудования специалистами Гостехнадзора и Электроннадзора. В принятой структуре эксплуатации выделяют и так называемые сопутствующие (вспомогательные) процессы. К ним относят ведение документации, планирование, учет и отчетность, обеспечение технологической дисциплины и безопасности работ, материально-техническое обеспечение, специальную подготовку обслуживающего персонала и др.

В целом система обеспечения качества и надежности работы оборудования при экс-

плуатации наземных объектов ракетной техники, соответствующая мировым стандартам, в нашей стране была создана в 1960–1980-е гг.

Принятая система эксплуатации наземных технологических объектов представляет собой совокупность эксплуатируемых средств (агрегаты, системы, строительные сооружения); обслуживающего персонала; нормативной, конструкторской и эксплуатационной документации, устанавливающей правила взаимодействия персонала с эксплуатируемыми средствами, а также систем управления эксплуатацией оборудования, основанных на жестком принципе программно-временной стратегии управления средствами эксплуатации наземного объекта или на гибком принципе управления с использованием текущих и прогнозируемых оценок фактического технического состояния оборудования объекта и систем управления.

Наиболее сложными в эксплуатации наземными технологическими объектами в ракетной технике являются стартовые комплексы.

Структурная схема эксплуатации наземного технологического объекта представлена на рис. 8.4.2.

Начиная с 1950-х гг. все больше внимания стало уделяться созданию ракетно-космических комплексов и в их составе наземным технологическим объектам, которые были более сложными в создании и эксплуатации по сравнению с боевыми РК. Это определялось целевыми задачами, масштабностью построения наземных объектов КРК, их комплексной целостностью и в то же время разделяемостью на отдельные элементы (агрегаты и системы); большим числом этих элементов и множеством выполняемых ими функций; структурой построения, отражающей связи между элементами наземного оборудования и с ракетой; сложностью алгоритмов выбора управляющих воздействий и объемами переработки поступающей информации.

Эксплуатация наземных технологических объектов и их оборудования осуществляется в соответствии с требованиями и порядком проведения работ, изложенными в эксплуатационной документации (ЭД).

В целом ЭД предназначена для изучения наземного объекта и его оборудования и правил эксплуатации и рассчитана на обслуживающий персонал, прошедший специальную подготовку по техническому использованию и обслуживанию оборудования. При необходимо-



Рис. 8.4.2. Структурная схема эксплуатации наземного технологического объекта

сти в ЭД приводятся указания о требуемом уровне подготовки обслуживающего персонала.

ЭД составляется на наземный объект, агрегат или систему, а также на группы оборудования, расположенные на одном объекте (в одном или нескольких помещениях) и предназначенные для выполнения функций, установленных для данных объектов.

В общем виде структура ЭД, используемой при эксплуатации наземных объектов и их оборудования, представлена на рис. 8.4.3.

Управляющим органом в системе эксплуатации является предприятие (организация), эксплуатирующее конкретный объект, обеспечивающее в процессах управления эксплуатацией наземного объекта и его оборудования взаимодействие с соответствующими структурными подразделениями и предприятиями Роскосмоса и других ведомств и министерств РФ.

Планирование эксплуатации наземного объекта и его оборудования организуется экс-



Рис. 8.4.3. Структура построения ЭД

планирующим предприятием и проводится в целях разработки комплекса необходимых организационно-технических мероприятий по обеспечению своевременного и качественного выполнения задач их использования по назначению в соответствии с Положением по планированию эксплуатации космических средств.

Положением регламентируется разработка планов эксплуатации на год и месяц, их согласование, утверждение и доведение до исполнителей. Основными исходными данными для планирования эксплуатации являются:

утвержденные планы запусков КА различного назначения;

календарные планы контрактов, предусматривающих поставку РКН на СК;

планы реконструкций и капитальных ремонтов, ввода в эксплуатацию наземных технологических объектов и их оборудования;

планы технических освидетельствований наземных объектов;

сроки проведения очередных годовых и полугодовых технических обслуживаний (ТО) наземных объектов и их оборудования;

планы обследования оборудования наземных объектов;

планы доработок оборудования и строительных сооружений объекта;

текущие мероприятия по обеспечению технической готовности объекта и его оборудования к использованию по назначению.

Планирование эксплуатации подразделяется на перспективное, текущее и оперативное.

Эксплуатация любого объекта (системы, агрегата, комплекса и т.д.) в общем случае состоит из его эксплуатационного использования и технического обслуживания.

В общем виде ТО включает в себя:

контрольный осмотр (КО);

ежедневное техническое обслуживание (ЕТО);

еженедельное техническое обслуживание (ТО-1н);

ежемесячное техническое обслуживание (ТО-1м);

ежеквартальное техническое обслуживание (ТО-1к);

полугодовое техническое обслуживание (ТО-1);

годовое техническое обслуживание (ТО-2).

Продолжительность и сроки различных видов технического обслуживания устанавливаются в планах эксплуатации объекта на год в

соответствии с ЭД. Эти планы разрабатываются в организациях, эксплуатирующих наземные объекты, перед началом каждого последующего года. При этом учитывают, что на подъемно-транспортное оборудование СК (стрелу установщика, кабель-заправочную мачту, стартовую систему, средства обслуживания ракеты), а также на заправочное оборудование, элементы систем газоснабжения и термостатирования (емкости, баллоны, сосуды, коммуникации) оказывают влияние ударно-вибрационные нагрузки знакопеременного воздействия, возникающие в процессе работы этого оборудования или под влиянием силового, теплового и акустического воздействия при пуске РКН. При таких нагрузках на элементах отдельных видов оборудования могут возникать механические повреждения, ослабление крепежных деталей, нарушение работы контактов реле, резьбовых и паяных соединений. В то же время при колебаниях температуры в условиях влажного воздуха происходит отпотевание элементов конструкций и аппаратуры, на их узлах конденсируется влага, что создает опасность коррозии металла и электрических пробоев в электросиловых элементах СК и др.

В начале 1990-х гг. в связи с распадом СССР и создавшимся тяжелым экономическим положением в нашей стране резко сократилось финансирование работ по ракетной технике, в том числе работ по поддержанию в работоспособном состоянии объектов РКТ, находящихся в эксплуатации. Это обусловило необходимость поиска и осуществления мер по обеспечению дальнейшей эксплуатации на космодромах многих наземных объектов КРК (в большей степени это касалось СК), в том числе и тех, на которых к этому времени уже были полностью выработаны заданные ресурсы работы оборудования.

На первом этапе решение по продлению срока эксплуатации таких СК на каждый очередной пуск РКН принималось межведомственной комиссией на основе анализа результатов контроля технического состояния их оборудования, выполняемого в соответствии с документацией по эксплуатации, а также оценок и рекомендаций экспертов по видам оборудования — квалифицированных специалистов по эксплуатации и конструкторов и технологов, создававших это оборудование.

Вместе с тем накопленный опыт эксплуатации и научные исследования, проведенные в КБОМ им. В.П. Бармина совместно со спе-

специалистами ВКУ им. А.Ф. Можайского, свидетельствовали о том, что по истечении назначенного ресурса далеко не все оборудование СК достигает предельного состояния, а заложенные при проектировании запасы технического ресурса расходуются при эксплуатации не полностью. На основании этого был сделан вывод о целесообразности организации эксплуатации СК, создаваемых для РКН, на основе принципа контроля состояния объекта по его текущим и прогнозным оценкам и при различных подходах к оценке моделей прогнозирования технического состояния отдельных видов оборудования, позволяющих при использовании методов неразрушающего контроля определить состояние СК в целом.

Такой способ эксплуатации СК за пределами назначенного ресурса был принят, поскольку он обеспечивал наиболее полное использование ресурса оборудования и снижение расходов на поддержание работоспособности СК в результате переноса (во многих случаях на длительное время) срока проведения его капитального ремонта.

Совершенствование системы эксплуатации СК за пределами назначенного ресурса потребовало разработки комплекса взаимосвязанных моделей и методов оценивания и прогнозирования технического состояния СК, моделей процессов

его функционирования и моделей информационного и организационного обеспечения управления техническим состоянием (ТС). Это позволило бы решить важную проблему обеспечения более длительного функционирования СК космического назначения за пределами первоначально назначенных ресурса и срока службы.

Такая проблемная задача решалась комплексно на основе применения основных положений системного подхода. Концепция эксплуатации СК за пределами назначенного ресурса представлена на рис. 8.4.4.

Для практического решения поставленной задачи выполняются следующие работы:

1. Проводится декомпозиция СК как сложной системы по иерархическим уровням его оборудования, в котором протекают процессы старения и износа.

2. Формируется интегральная модель предельного состояния СК и обосновываются критерии предельного состояния его оборудования, а также возможности восстановления его ресурса.

3. Анализируется надежность СК как структурно-сложной системы.

4. Вырабатывается методология оценивания текущего ТС оборудования СК.

5. Анализируются процессы старения и износа элементов оборудования. Проводится



Рис. 8.4.4. Концепция эксплуатации СК за пределами назначенного ресурса

адаптация имеющихся методов и средств неразрушающего контроля к критичным элементам.

6. Разрабатываются отдельные методы прогнозирования остаточного ресурса агрегатов и систем СК по результатам диагностики их ТС, основанные на статистических, физико-статистических и экспертных методах.

7. Разрабатываются методы планирования ремонтно-профилактических работ, обеспечивающих устойчивое функционирование комплекса при минимальном расходовании финансовых средств.

На основании полученных результатов принимается решение о продлении СК с соответствующим планом проведения ремонтно-профилактических работ или решение о его передаче на капитальный ремонт.

Внедрение в практику эксплуатации наземных технологических объектов определения их остаточного ресурса по текущему ТС оборудования позволяет на значительное время продлить их эксплуатацию до капитального ремонта и тем самым получить существенный экономический эффект.

Примером эксплуатации за пределами назначенного ресурса могут служить СК РКН «Протон-К» на космодроме Байконур, оборудование которых до проведения капитального ремонта (при замене отдельных комплектующих элементов при подготовке и проведении на СК штатных работ) эксплуатировалось в течение времени, в два и более раз превышающего назначенный ресурс.

В конце прошлого — начале текущего столетия наземные технологические объекты КРК на космодроме Байконур были полностью переданы в эксплуатацию гражданским предприятиям, под руководством которых разрабатывались и строились эти объекты. Позже эксплуатация всех наземных технологических объектов на космодроме Байконур стала осуществляться Центром эксплуатации объектов наземной космической инфраструктуры (ЦЭНКИ) с привлечением к выполняемым работам по подготовке ракет к пуску специалистов предприятий других ведомств.

8.4.3. ПРОЦЕССЫ ПОДГОТОВКИ РКН К ПУСКУ

Основой эксплуатации каждого наземного объекта и размещенного на нем оборудования является постоянное поддержание их в состоянии, пригодном для использования по назначе-

нию, с проведением в процессе такой эксплуатации, например на СК РКН «Протон-К», ряда технологических работ, таких как:

подготовка СК к приему РКН;

прием РКН на СК;

подготовка РКН к пуску и ее пуск;

проведение на СК послепусковых и ремонтно-восстановительных работ и устранение выявленных замечаний.

Для выполнения таких работ на СК формируются расчеты обслуживающего персонала, в состав которых включаются лица, принимающие непосредственное участие в организации, обеспечении и контроле работ по подготовке к пуску РКН — специалисты эксплуатационных и конструкторских подразделений ЦЭНКИ по ТК и СК, допущенные к самостоятельной работе, а также привлекаемые к работе на договорной основе специалисты смежных предприятий.

Допуск расчета обслуживающего персонала на СК и его сооружения при подготовке РКН к пуску производится в соответствии с требованиями Руководства по организации безопасной эксплуатации СК по списку, утвержденному руководством эксплуатационных подразделений по РКН и СК.

При подготовке СК к приему РКН проводятся следующие виды работ:

проверку состояния оборудования и строительных сооружений;

заполнение до заданных объемов емкостей заправочных систем КРТ и ресиверов сжатыми газами;

дегазацию и при необходимости термостатирование КРТ, находящихся в емкостях заправочных систем;

на ТК перекладку РКН, подготовленной к вывозу на СК, со стапеля на транспортно-установочную тележку;

устранение выявленных недостатков и др.

Отдельные указанные виды работ показаны на рис. 8.4.5–8.4.7.

При обеспечении работ по приему РКН на СК проводят:

транспортирование РКН с ТК на СК;

подъем РКН в вертикальное положение и установку ее на пусковое устройство;

подвод к РКН средств обслуживания;

подстыковку к РН и РБ заправочных и дренажных коммуникаций систем заправки КРТ, а также газовых и электрических разъемов;

подачу с заданными параметрами газов в бортовые отсеки РН и РБ и под обтекатель КА;



Рис. 8.4.5. Подготовка стартовой системы к приему РКН «Протон-К»



Рис. 8.4.6. Подготовка к штатной работе системы наземного проверочно-пускового оборудования РН



Рис. 8.4.7. РН «Протон-К» с КА на транспортно-установочной тележке в МИК перед вывозом на СК

подзарядку бортовых аккумуляторных батарей;

управление и контроль проводимых работ;

завершение всех видов обслуживания РКН и эвакуацию в отведенные районы обслуживающего персонала с поверхности СК и из всех помещений строительных сооружений, кроме работающего в помещениях командного пункта (КП);

заправку баков РН и РБ КРТ и сжатыми газами с использованием дистанционно автоматического управления;

наддув сжатыми газами бортовых баллонов;

отвод башни обслуживания от РКН на заданное расстояние;

подготовку средств управления двигательной установки РН к пуску;

пуск РКН.

Отдельные из указанных видов работ иллюстрируют рис. 8.4.8–8.4.13.

После пуска РКН на СК проводят послепусковые обследования агрегатов и систем, зданий и строительных сооружений и ремонтно-восстановительные работы (РВР).

Послепусковые РВР проводятся в четыре этапа:

послепусковое обследование строительных сооружений и оборудования СК с оформлением акта ТС СК после пуска РКН;



Рис. 8.4.8. Транспортирование РКН «Протон-К» на СК



Рис. 8.4.9. Подача транспортно-установочной тележки с РКН на установщик



Рис. 8.4.10. Подъем установщиком транспортно-установочной тележки с ракетой в вертикальное положение



Рис. 8.4.11. РКН «Протон» на пусковом устройстве стартового сооружения перед подготовкой ее к пуску

проведение послепусковых РВР на системах (агрегатах), строительных сооружениях СК согласно ТЗ на их выполнение;

проверка на функционирование оборудования СК после выполнения послепусковых РВР;

оформление результатов выполнения послепусковых РВР на СК.

Послепусковое обследование СК, проводимое в целях оценки степени повреждений и определения объемов РВР, осуществляют после его предварительного осмотра, ликвида-



Рис. 8.4.12. РКН «Протон-К» на пусковом устройстве стартового сооружения в процессе подготовки ее к пуску



Рис. 8.4.13. Пуск РКН «Протон-К» с СК

ции последствий пуска РКН (возгораний, обвалов и т.д.), определения загазованности помещений строительных сооружений и проведения послепусковых заключительных операций, предусмотренных ЭД.

По результатам работы комиссии составляется акт ТС СК после пуска РКН, в котором указываются места, объем и сроки проведения послепусковых РВР.

После завершения РВР СК приводится в исходное состояние в соответствии с требованиями ЭД.

В процессе эксплуатации наземных технологических объектов требуются обеспечение поставки (для замены вышедших из строя или отработавших заданный ресурс) различных составных частей технологического оборудования и проведение на объектах ряда технических мероприятий, которые в соответствии с требованиями ЭД и нормативных документов направлены на:

1) *обеспечение материально-техническими средствами* необходимых для успешной эксплуатации наземных технологических объек-

тов и поддержания их в исправности и технической готовности к выполнению целевых задач. Материально-техническое обеспечение эксплуатации СК осуществляется предприятиями, ответственными за эксплуатацию наземных объектов в соответствии с комплектацией и нормами расхода, определенными требованиями ЭД и нормативных документов;

2) *обеспечение компонентами ракетного топлива*, которое заключается в проведении на СК комплекса мероприятий, включающего в себя: расчет потребного количества КРТ; планирование поставок КРТ; организацию подвоза и приема КРТ, их хранение и выдачу; контроль качества КРТ; учет и контроль наличия КРТ.

3) *метеорологическое обеспечение*, которое направлено на достижение единства, требуемой точности измерений и достоверности контроля технических параметров оборудования СК. На СК оно осуществляется обслуживающим персоналом в объеме требований нормативных и руководящих документов, а также ЭД на конкретные образцы оборудования с использованием штатных средств измерений и контроля;

4) *экологическое обеспечение*, которое включает в себя выполнение всех предусмотренных мероприятий по обеспечению экологической безопасности эксплуатации СК;

5) *обеспечение надзора за опасными производственными процессами на СК*, которое осуществляется выполнением требований нормативных правовых актов и нормативных технических документов, устанавливающих правила ведения работ на опасных производственных объектах;

6) *обеспечение безопасной эксплуатации космических средств*, которое осуществляется в соответствии с требованиями, изложенными в ЭД;

7) *обеспечение технологической дисциплины*, которая достигается строгим соблюдением обслуживающим персоналом порядка, правил, объема, режимов, последовательности и безопасности выполнения работ на СК, предусмотренных ЭД, руководящими и нормативно-техническими документами и утвержденными ТЗ;

8) *организацию выполнения операций, включенных в перечень наиболее сложных и опасных работ*, направленную на выполнение технологической последовательности операций при соблюдении обслуживающим персоналом СК правил и мер безопасности, исключающих

создание угрозы для жизни или здоровья людей и целостности оборудования;

9) *предупреждение несанкционированных действий при эксплуатации СК*, которое обеспечивается разработанными мероприятиями и принятыми мерами, исключающими несанкционированные действия обслуживающего персонала, участвующего в эксплуатации всех видов его оборудования;

10) *обеспечение пожарной безопасности на СК* обслуживающим персоналом, владеющим правилами пожарной безопасности, умеющим пользоваться первичными средствами пожаротушения и знающим их местонахождение;

11) *обеспечение СК эксплуатационной документацией*, предназначенной для использования при эксплуатации оборудования и при планировании, организации и выполнении на нем вспомогательных и технологических работ. Наличие на объекте ЭД, твердое знание и безусловное выполнение обслуживающим персоналом ее требований и правильная организация внесения в нее изменений являются одним из основных требований его эксплуатации.

Эксплуатация в нашей стране наземных технологических объектов ракетной техники, осуществляемая на основе достигнутого опыта, поиска и внедрения новых подходов к анализу и решению возникающих задач и проблем, обеспечила долговечность и высокий уровень надежности этих объектов, чем способствовала снижению затрат как на запуски отечественных КА, выполняемых по программам космических исследований, так и на запуски КА зарубежных стран, выполняемых на коммерческой основе с использованием РН и наземных технологических объектов российских КРК.

Глава 8.5

ПУСКОВОЙ КОСМИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС МОРСКОГО БАЗИРОВАНИЯ

Идея и необходимость создания в нашей стране ракетных комплексов морского базирования возникли еще на первом этапе развития ракетной техники в СССР. Они периодически находили свое отражение в проводимых в 1950-х гг. поисковых проектно-конструкторских работах ОКБ-1 НИИ-88, ГСКБ Спецмаш, а позднее — СКБ-385, ГСКБ МСДМ (преобразованного в дальнейшем в КБТМ) и других предприятий, результатом которых было создание и обеспечение первых пусков ра-

кет Р-11М с подводной лодки, находившейся в надводном положении. Позже также были обеспечены пуски ракет различного назначения с подводных лодок, находящихся в подводном положении.

В КБТМ были проведены поисковые конструкторские работы по ракетному комплексу морского базирования для ракеты «Циклон», а в начале 1980-х гг. в рамках научно-исследовательской работы «Плавучесть» — работы, направленные на обеспечение морского базирования ракетно-космического комплекса «Зенит», созданного ранее на полигоне Байконур в наземном стационарном варианте.

Одновременно на этом этапе в КБОМ (ранее ГСКБ Спецмаш) и ГРЦ КБМ им. В.П. Макеева проводились поисковые конструкторские работы по обеспечению пуска ракеты «Рикша» с космическими аппаратами легкого класса с надводных морских кораблей.

Все это в 1990-х гг. в результате проявленной РКК «Энергия» им. С.П. Королева инициативы по созданию ракетного комплекса морского базирования, поддержанной руководством отрасли, способствовало появлению международного совместного предприятия, названного «Си Лонч» (Sea Launch — «Морской старт»), предназначенного для создания плавучего ракетного комплекса морского базирования, обеспечивающего пуски из любой точки экватора Мирового океана баллистической ракеты типа «Зенит», созданной ранее совместно предприятиями Украины и СССР.

В состав учредителей и основателей этого предприятия вошли:

американская компания «Боинг Коммершл Спейс Компани» (40 % условного вложенного капитала);

российская Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королева (25 %);

норвежская фирма «Кварнер Маритайм» (20 %);

украинские ПО «Южмашзавод» и ГКБ «Южное» (15 %).

В создаваемом этими учредителями международном проекте ракетного комплекса морского базирования были выделены его четыре составные части:

морской сегмент — сборочно-командное судно (СКС) и стартовая платформа (СП) с необходимыми судовыми системами, обеспечивающими безопасность мореплавания, а также поддержку функционирования технологического оборудования, систем подготовки и

пуска РКН «Зенит-3SL». Ответственная за создание — компания «Кварнер» (Норвегия); ракетный сегмент — РН «Зенит-3SL» (модернизированная для условий эксплуатации в составе космического ракетного комплекса (КРК) «Морской старт») с разгонным блоком ДМ-SL, комплексы технологического оборудования и систем для подготовки и пуска ракеты космического назначения (РКН) на СП и СКС. Ракета-носитель (РН) создана в кооперации ГКБ «Южное», ПО «Южмашзавод» (Украина) — первая и вторая ступени, РКК «Энергия» (Россия) — блок ДМ-SL, компания «Боинг» (США) — головной обтекатель. Технологическое оборудование и системы подготовки к пуску и пуска созданы КБТМ и РКК «Энергия» (Россия) с привлечением кооперации смежных предприятий;

базовый порт — территория в порте Лонг-Бич (США), оборудованная соответствующим образом и приспособленная для подготовки судов, РН и блоков полезного груза (космического аппарата в сборе с головным обтекателем) к выходу в район запуска (рис. 8.5.1). Ответственная за создание — компания «Боинг» (США);

Континентальный сегмент — совокупность оборудования и средств для доставки составных частей РН и компонентов топлива в порт отгрузки для их погрузки и размещения на транспортировочном судне и обеспечения контроля за безопасностью транспортировки (Россия, Украина, США).

Сборочно-командное судно Sea Launch Commander представляет собой обычное однокорпусное судно длиной 198,25 м, шириной 30,5 м и водоизмещением 34 000 т (рис. 8.5.2). Оно представляет собой плавучий монтажно-испытательный корпус (МИК) по сборке и



Рис. 8.5.1. Панорама Базового порта

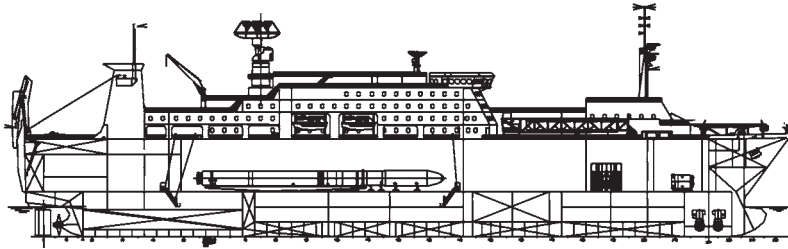


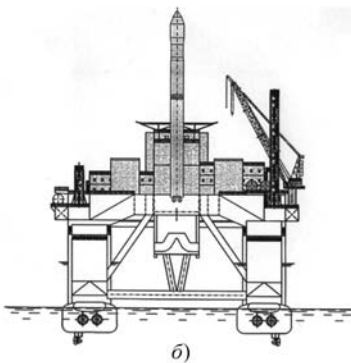
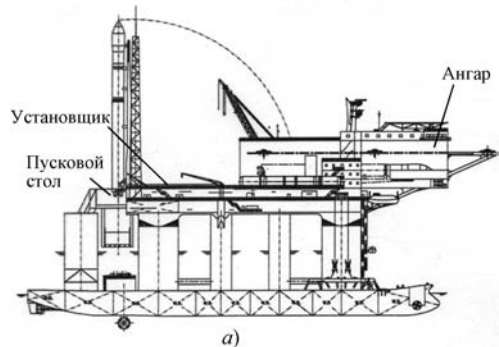
Рис. 8.5.2. Конструктивная схема СКС

испытаниям ракет и одновременно центр управления полетами. В составе СКС имеется монтажно-испытательный зал, в котором размещено монтажное стыковочное оборудование для сборки РКН. Помещение и оборудование несущественно отличаются от помещений и оборудования обычных монтажно-стыковочных корпусов для РН. В нем производятся испытания и стыковка первой и второй ступеней и окончательная сборка и проверка РКН. Разгонный блок «ДМ» и блок полезного груза готовятся автономно в отдельных помещениях на этой же палубе СКС, после чего подаются в зал сборки РКН. Сборка и окончательные проверки РКН проводятся на транспортере. Под палубой монтажно-испытательного зала размещены система производства сжатых газов, состоящая из двух воздушных и двух гелиевых компрессорных установок, и система обеспечения сжатыми газами РКН и других технологических потребителей, в составе которых имеются ресиверная для хранения воздуха, азота и гелия под давлением 40 МПа и стойки регулирования давления и расхода сжатых газов.

Комплекс технологического оборудования и систем подготовки и пуска РКН размещается на основных технологических палубах стартовой платформы.

Стартовая платформа «Одиссей» (рис. 8.5.3) — самоходная полупогружная платформа длиной 131,15 м, шириной 67 м, водоизмещением 31 000 т (на плаву) или 46 000 т (в полупогруженном состоянии). На ее верхней палубе размещены пусковой стол (ПС) с устройствами стыковки заправочных коммуникаций, кабель-мачта (КМ), комплект стыковки коммуникаций термостатирования и блок обеспечения функциональных проверок. Это оборудование практически не отличается от оборудования, созданного на Байконуре.

В ангаре помещается транспортер-установщик, в отличие от байконуровского он не буксируемый, а самоходный. На верхней палубе размещены также емкости-хранилища жидкого кислорода и дренажная мачта паров кислорода. Для защиты оборудования хранилища жидкого кислорода от растекающейся газовой струи из двигателя РН на верхней палубе установлена отбойная стенка.

Рис. 8.5.3. Конструктивная схема СП:
а — вид сбоку; б — вид сзади

На средней палубе по левому борту размещено оборудование системы обеспечения азотом, вновь созданное для «Морского старта».

Основная масса оборудования размещена на нижней палубе — это системы заправки керосином и жидким кислородом, производства сжатых газов и обеспечения сжатыми газами, термостатирования РКН и блока полезного груза, а также система контроля содержания в помещениях кислорода. В кормовых несущих колоннах установлено основное оборудование системы водяного охлаждения газоотражателя пускового стола. Это оборудование при сохранении многих элементов оборудования, созданного для космодрома Байконур, спроектировано заново под условия размещения его на стартовой платформе.

Технология подготовки и пуска РКН «Зенит-3SL» состоит в следующем.

В базовом порту производится погрузка на СКС составных частей РКН «Зенит-3SL» и блока полезного груза. На борт СКС и СП принимают компоненты ракетного топлива, азот (газообразный — на СКС, жидкий — на СП), гелий и другие необходимые расходные материалы. На борту СП и СКС осуществляются заполнение баллонов сжатыми газами высокого давления и подготовка компонентов ракетного топлива. На борту СКС выполняются автономные проверки и подготовка первой и второй ступеней РН, блока «ДМ» и блока полезного груза, а затем сборка РКН на специальном транспортном агрегате. Подготовленную РКН транспортер перемещает на откидную аппарель СКС, ориентированную определенным образом относительно стартовой платформы. Отсюда РКН с помощью мостовых кранов СП, комплекта траверс и специальных направляющих устройств перемещается в ангар СП и укладывается на транспортер-установщик. Затем выполняются работы по так называемому «сухому вывозу» РКН: установка РКН на пусковой стол, проведение электрических испытаний РН, РБ и КА с последующим возвращением установщика с РКН в ангар стартовой платформы. Заключительной операцией подготовки к переходу в район запуска является крепление технологического оборудования «по-походному» во избежание повреждений РКН и оборудования в случае попадания в штормовые условия. Расчетная продолжительность перехода в район запуска 10...12 сут.

Подготовку к запуску на месте старта можно разделить на две фазы. На первой из

них СКС и СП стоят «борт к борту». Стартовая платформа для подготовки к пуску и пуска РКН притапливается на глубину 14 м относительно походного положения, приобретает большую остойчивость для обеспечения меньшей качки. В процессе подготовки к пуску и пуска специальная система динамического балансирования автоматически отслеживает все перемещения масс (транспортера-установщика, компонентов топлива) и поддерживает минимально допустимые крен и дифферент СП. Транспортировщик доставляет РКН к пусковому столу и устанавливает ее в вертикальное положение. При этом к РКН автоматически пристыковываются все электрические, пневматические, заправочные коммуникации и коммуникации термостатирования от «наземных» систем обеспечения подготовки, контроля и пуска. После установки РКН на пусковой стол в автоматическом режиме проверяются системы РКН (система автономного управления при подготовке и полете, пневмогидравлическая система, система управления двигателями, система телеметрических измерений и др.) на их готовность к выполнению полета.

По завершении первой фазы подготовки весь обслуживающий персонал и судовая команда переходят с СП на СКС, суда расходятся на расстояние 5...8 км и занимают необходимое положение относительно направления полета РКН и друг друга с учетом направления ветра, волны и морского течения.

Судовые системы СКС и СП обеспечивают автоматическое поддержание требуемого исходного положения судов, крена и дифферента СП не более допустимых для пуска РКН. Системы технологического оборудования СП, управляемые дистанционно в автоматическом режиме по радиоканалам от комплекса автоматизированных систем управления, размещенного на СКС, обеспечивают заправку РКН керосином и жидким кислородом, подачу на борт ракеты сжатых азота и гелия, термостатирование отсеков РКН и блока полезного груза.

По окончании заправки РКН компонентами топлива транспортер-установщик эвакуируется в ангар-хранилище, закрываются защитные ворота ангара, от РКН отстыковываются заправочные коммуникации и убираются в защищенное помещение в пусковом столе. Формируется информационный сигнал «Наземное технологическое оборудование готово к пуску». РКН остается связанной с наземными система-

ми пуска только коммуникациями КМ, а с ПС — системой принудительного удержания.

При нажатии в заданное для пуска оперативное время кнопки «Пуск» происходит набор готовности бортовых систем РКН к полету, в определенный момент включаются сначала система водяного охлаждения газоотражателя ПС, затем двигательная установка первой ступени. Некоторое время, необходимое для тестирования двигателя, РКН принудительно фиксируется на ПС, затем система удержания автоматически расфиксируется, и ракета начинает движение по строго заданному закону, обеспечивающему безударный выход с ПС и минимальное воздействие газовой струи двигателя на конструкции СП и размещенное на открытой верхней палубе технологическое оборудование (рис. 8.5.4).

С началом движения РКН опоры ПС убираются в защищенные от газовой струи ниши, от РКН отстыковывается и отводится в горизонтальное положение КМ. Эти операции осуществляются с помощью устройств, действующих под влиянием силы гравитации, т.е. безотказно, что позволяет уберечь от воздействия газовой струи стартовое оборудование и исключить необходимость его послепускового ремонта.

После старта РКН СКС и СП вновь сближаются, судовая команда и обслуживающий персонал возвращаются на СП, технологическое оборудование и суда приводятся в исходное положение для морского перехода, СКС и СП возвращаются в базовый порт.

При создании комплекса технологического оборудования и систем подготовки к пуску и пуску РКН на стартовой платформе для КРК «Морской старт» в максимальной степени использовался опыт создания стартового и технологического оборудования для стартового комплекса «Зенит» на космодроме Байконур.

Следует отметить, что проведение пусков космических ракет непосредственно с экватора по сравнению с пусками, выполняемыми с наземных стационарных или подвижных ракетных комплексов, обеспечивает:

повышение эффективности выведения космических аппаратов (КА) и доставки их на целевые космические орбиты;

исключение взаимодействия с другими странами, необходимого для проведения пуска ракеты, а также необходимого отчуждения территорий как на космодроме, так и в зонах падения отдельных отработавших ступеней ракеты и створок обтекателя КА;



Рис. 8.5.4. Старт РКН «Зенит-3SL» с морской СП

некоторое сокращение численности обслуживающего персонала.

И все-таки основным преимуществом такого плавучего ракетного комплекса по сравнению с наземными, а также с итальянским морским стационарным ракетным комплексом «Сан-Марко» является возможность запуска с него КА на геостационарные и другие космические орбиты непосредственно из экваториальных вод Мирового океана.

Однако несмотря на указанные положительные качества такого ракетного комплекса морского базирования в связи со сложностью его создания и эксплуатации он, по мнению специалистов, может быть создан в России только при использовании базового порта, находящегося на территории одной из стран, расположенных вблизи экватора, после проведения глубокого технико-экономического анализа.

Глава 8.6

КОСМОДРОМЫ И ИХ НАЗЕМНАЯ ИНФРАСТРУКТУРА

В сложившейся в нашей стране практике создания РК помимо изготовления и отработки всех их элементов на заводах промышлен-

ности было обязательным создание экспериментальных образцов наземных технологических объектов, их оборудования и другой наземной инфраструктуры, необходимых для испытаний ракеты и доведения РК в целом до заданных заказчиком ТТХ и требований по их эффективности. Для этого силами организаций Министерства обороны с привлечением предприятий промышленности были созданы ракетные полигоны.

Наземные технологические объекты (СК, ТП и ЗС), входящие в состав РК, на этих полигонах создавались под руководством головных конструкторских предприятий промышленности.

Наземные технологические объекты наряду с общими обеспечивающими объектами и техническими средствами полигона или позиционного района являются составной частью наземной инфраструктуры каждого конкретного РК. При этом доставка на полигоны ракет, а также технологического оборудования на их наземные объекты в основном осуществляется специальным железнодорожным транспортом, а в отдельных случаях для этого используется авиационный транспорт. На зарубежных ракетных полигонах, которые расположены вблизи океанов, в состав наземной инфраструктуры включают соответствующие причалы с комплектом необходимого оборудования, которые позволяют для этих работ также использовать морской и речной транспорт.

В мировой практике экспериментальные РК, как правило, отрабатываются на космодромах (с развертыванием работ по освоению космического пространства созданные ракетные полигоны в нашей стране стали называться космодромами, за рубежом их называют ракетными полигонами или ракетными испытательными центрами).

Космодром — это научно-технический и испытательный центр, включающий в себя различные по назначению наземные технологические объекты ракетной техники и их оборудование, а также объекты и средства вспомогательного и социального назначения, размещенные на выделенной для него территории и предназначенные для проведения экспериментальных работ, обеспечивающих получение требуемых параметров по всем составляющим элементам вновь создаваемых РК в целом, достижение заданной эффективности выполнения их целевых задач, а также эксплуатацию созданных на нем ракетно-космических

комплексов и запуск с них КА на заданные орбиты.

Для создания космодрома большое значение имеет выбор места его расположения, на который влияют многие факторы, такие как трассы полета и выбранные поля падения отработанных частей РН; сейсмичность района; механические характеристики грунта; наличие и состояние грунтовых вод; наличие рек или водоемов, необходимых для систем водоснабжения создаваемых объектов; климатические и метеорологические условия и др.

На структуру построения и состав объектов космодрома существенное влияние оказывают географические координаты его расположения, объем выполняемых отечественных и международных программ, номенклатура (класс) применяемых ракет, уровень развития техники и состояние экономики государства. В укрупненном виде типовой состав наземной космической инфраструктуры космодрома приведен на рис. 8.6.1.

В составе космодрома находятся наземные объекты технических и стартовых комплексов, входящих в состав ракетных комплексов различного назначения; средства наземного комплекса управления и комплекса посадки и обслуживания, а также наземные и водные поля падения отдельных отработавших частей РН; железнодорожные и грунтовые (бетонные) дороги, обеспечивающие примыкание к транспортным дорогам страны; жилой город; объекты социального и культурного назначения; аэродром; кислородно-азотный завод; хранилища отдельных видов ракетного топлива; системы энерго-, водо- и теплоснабжения; системы внутренних транспортных коммуникаций и т.д.

Ракетные полигоны для отработки ракетной техники и обеспечения пусков баллистических ракет первыми стали создаваться в Германии, СССР и США.

Первым действующим ракетным полигоном в нашей стране стал Государственный центральный полигон, названный Капустин Яр, создававшийся в Астраханской области поэтапно с конца 1940-х гг. Этот полигон был основной базой для отработки и проведения наземных и летных испытаний первых отечественных баллистических ракет всех видов и ряда зенитных комплексов класса «земля—воздух». На нем прошли отработку наземные объекты и ракеты таких РК, как Р-1, Р-2, Р-5М, Р-11, а позднее — Р-12, Р-14 и др. С использо-



Рис. 8.6.1. Типовой укрупненный состав объектов и средств наземной космической инфраструктуры космодрома

ванием созданных наземных объектов были проведены пуски первых геофизических ракет по программе «Вертикаль», запуски искусственных спутников Земли (ИСЗ) по программам «Космос» и «Интеркосмос», некоторых ИСЗ Индии и Франции.

Для проведения летно-конструкторских испытаний межконтинентальной ракеты Р-7, дальность полета которой превышала 8000 км, требовалось отчуждение новых территорий, предназначенных для падения отработанных ступеней РН, создания и размещения в новых районах командно-измерительных пунктов и т.д. Технические возможности полигона Капустин Яр по ряду параметров не позволяли использовать его для испытаний такой ракеты. Поэтому потребовалось создание в СССР нового полигона.

В соответствии с постановлением Правительства СССР в 1955 г. было начато строительство нового ракетного полигона НИИП-5 в районе железнодорожной станции Тюра-Там

в Кзыл-Ординской области Казахской ССР, позднее получившего название Байконур.

Первый пуск ракеты Р-7 с СК созданного полигона Байконур был произведен 15 мая 1957 г., однако ракета в полете своей задачи не выполнила. Первый успешный пуск этой ракеты был осуществлен в августе 1957 г.

В последующем полигон использовался для отработки многих РК различного назначения и для запусков КА среднего и тяжелого классов в соответствии с космическими программами СССР/России.

Всего на этом космодроме было создано 9 СК, в состав которых входили 15 ПУ, предназначенных для обеспечения пусков РН «Союз», «Молния», «Циклон-2», «Протон», «Энергия», «Зенит», «Днепр», «Рокот»; 11 МИК для размещения оборудования технических комплексов, обеспечивающих проведение предстартовой подготовки РН, РБ и КА; 4 ЗНС; измерительный комплекс, предназна-

ченный для контроля и управления полетом РКН; СК межконтинентальных баллистических ракет; необходимая наземная инфраструктура и социально-бытовые и культурные объекты. С этого космодрома были выполнены запуски первого ИСЗ, впервые в мире осуществлен полет человека в космос, запуск первого в нашей стране многоразового орбитального корабля, всех орбитальных станций, грузовых КА, а также всех космических кораблей с отечественными и зарубежными космонавтами, запускаемых с территории СССР, а позднее — с территории Казахстана. Размещение основных объектов на космодроме Байконур показано на рис. 8.6.2.

Стремительное развитие ракетной техники и необходимость обеспечения требуемой обороноспособности страны привели к принятию руководящими органами нашей страны решения о создании на севере европейской части страны, в районе поселка Плесецк Архангельской области, четырех стартовых и технических позиций для ракеты Р-7, разработка и строительство которых были начаты в конце 1950-х гг. В последующем на базе этих наземных объектов был создан еще один ракетный полигон, названный Плесецк. На этом полигоне размещены 8 стартовых комплексов и

технические комплексы, обеспечивающие в интересах науки, народного хозяйства и повышения обороноспособности нашей страны пуски РКН «Космос», «Циклон-3», «Союз», «Молния», «Рокот»; наземные и передвижные комплексы, предназначенные для испытаний баллистических ракет, а также необходимая для проведения работ наземная инфраструктура. Космодром Плесецк до настоящего времени обеспечивает пуски ракет легкого и среднего классов. Размещение основных объектов на космодроме Плесецк показано на рис. 8.6.3.

Позднее многие ранее созданные наземные объекты боевых РК, размещенные на этих полигонах, были реконструированы и на их базе созданы КРК, предназначенные для выполнения космических программ нашей страны и для использования в коммерческих целях.

В последнее десятилетие прошлого столетия в связи с резким сокращением в нашей стране финансирования работ по ракетной технике основными решаемыми задачами помимо поддержания действующих наземных объектов в работоспособном состоянии были проектные работы по модернизации СК ракет «Союз» и «Протон-К» для обеспечения с них пусков соответственно РКН «Союз-2» и «Протон-М», а также создание КРК семейства РН «Ангара».

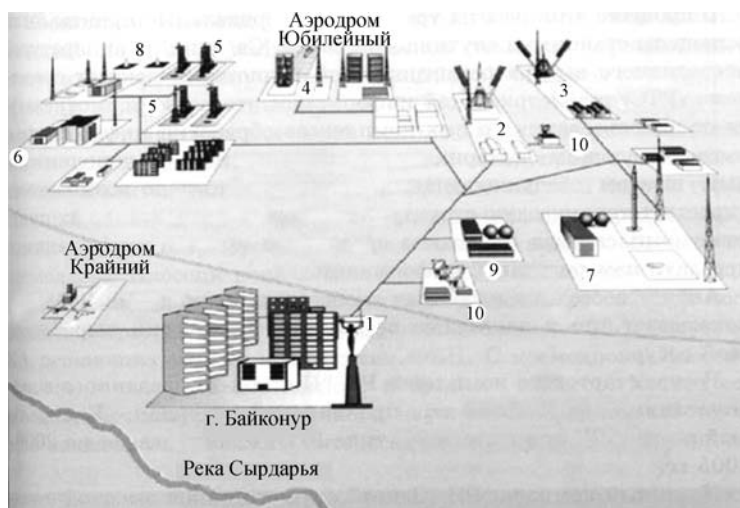


Рис. 8.6.2. Размещение основных объектов на космодроме Байконур:

1 — жилая зона; 2 — технический и стартовый комплексы РН «Союз»; 3 — технический и стартовый комплексы РН «Энергия» и МКС «Буран»; 5...8 — технические и стартовые комплексы РН «Протон», «Циклон-2», «Зенит» и «Рокот» соответственно; 9 — кислородно-азотный завод; 10 — измерительный пункт

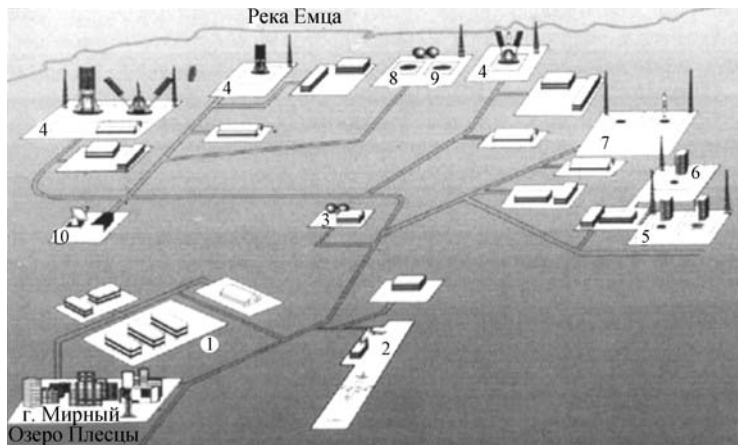


Рис. 8.6.3. Размещение основных объектов на космодроме Плесецк:

1 — административно-хозяйственная зона, технический комплекс РН «Космос»; 2 — аэродром Плесецк; 3 — кислородно-азотный завод; 4 — технический и стартовые комплексы РН «Союз» и «Молния»; 5 — стартовый комплекс РН «Рокот»; 6, 7 — технический и стартовый комплексы РН «Циклон-3»; 8, 9 — площадки для размещения технического и стартового комплексов РН «Ангара»; 10 — измерительный пункт

В 1996 г. в нашей стране для запуска космических аппаратов был использован ракетный объект, ранее созданный в интересах РВСН Министерства обороны на территории Амурской области Хабаровского края, получивший название Свободный. С него были запущены КА легкого класса с помощью РКН «Старт».

В настоящее время запуски всех типов КА в соответствии с Федеральной космической программой России и запуски на коммерческой основе зарубежных КА, в основном, обеспечиваются с космодрома Байконур, арендуемого у Казахстана, и с космодрома Плесецк.

В США с конца 1940-х гг. также велись работы по созданию ракетных полигонов для использования их в интересах министерства обороны и в исследовательских целях.

Для отработки ракетной техники в США была создана наземная испытательная база, основу которой составляли четыре испытательных центра (ракетные полигоны): два ракетных полигона министерства обороны — Западный и Восточный испытательные полигоны и два ракетно-космических полигона НАСА — Космический центр им. Дж.Ф. Кеннеди и Исследовательский центр на острове Уоллопс.

Космический центр им. Дж.Ф. Кеннеди и Восточный испытательный полигон расположены на побережье Атлантического океана.

Они примыкают друг к другу, но имеют самостоятельные технологические комплексы.

Космический центр им. Дж.Ф. Кеннеди является основным космодромом НАСА, с которого осуществляются запуски КА только по его программам.

На Восточном испытательном полигоне были созданы наземные технические средства, предназначенные как для отработки боевых баллистических ракет, так и для отработки и обеспечения пуска РКН, способных выводить на орбиты КА среднего и тяжелого классов. Поэтому запуски КА по программам НАСА по согласованию с министерством обороны осуществляются и с отдельных СК Восточного испытательного полигона. С этих двух ракетных центров (полигонов) были осуществлены запуски первого американского ИСЗ «Эксплорер-1»; первые пуски РН «Тор», «Атлас», «Титан», стартовали пилотируемые корабли «Меркурий», «Джемини» и лунные экспедиции. (В отдельных публикациях совместные запуски КА НАСА и министерства обороны указывают как работы, осуществленные ракетной станцией ВВС — мыс Канаверал.) На Восточном испытательном полигоне также осуществлялись отработка и пуски боевых ракет «Першинг», «Минитмен», «МХ» и др.

Позже созданные на этих полигонах отдельные СК были переоборудованы для обеспеч-

печения запуска с них других КА. Например, СК № 39 на космодроме им. Дж.Ф. Кеннеди, обеспечивший запуски КА с помощью РКН

«Сатурн-5», был переоборудован для обеспечения запуска КА с помощью МТКС «Спейс шаттл», а СК № 37 на Восточном испытатель-

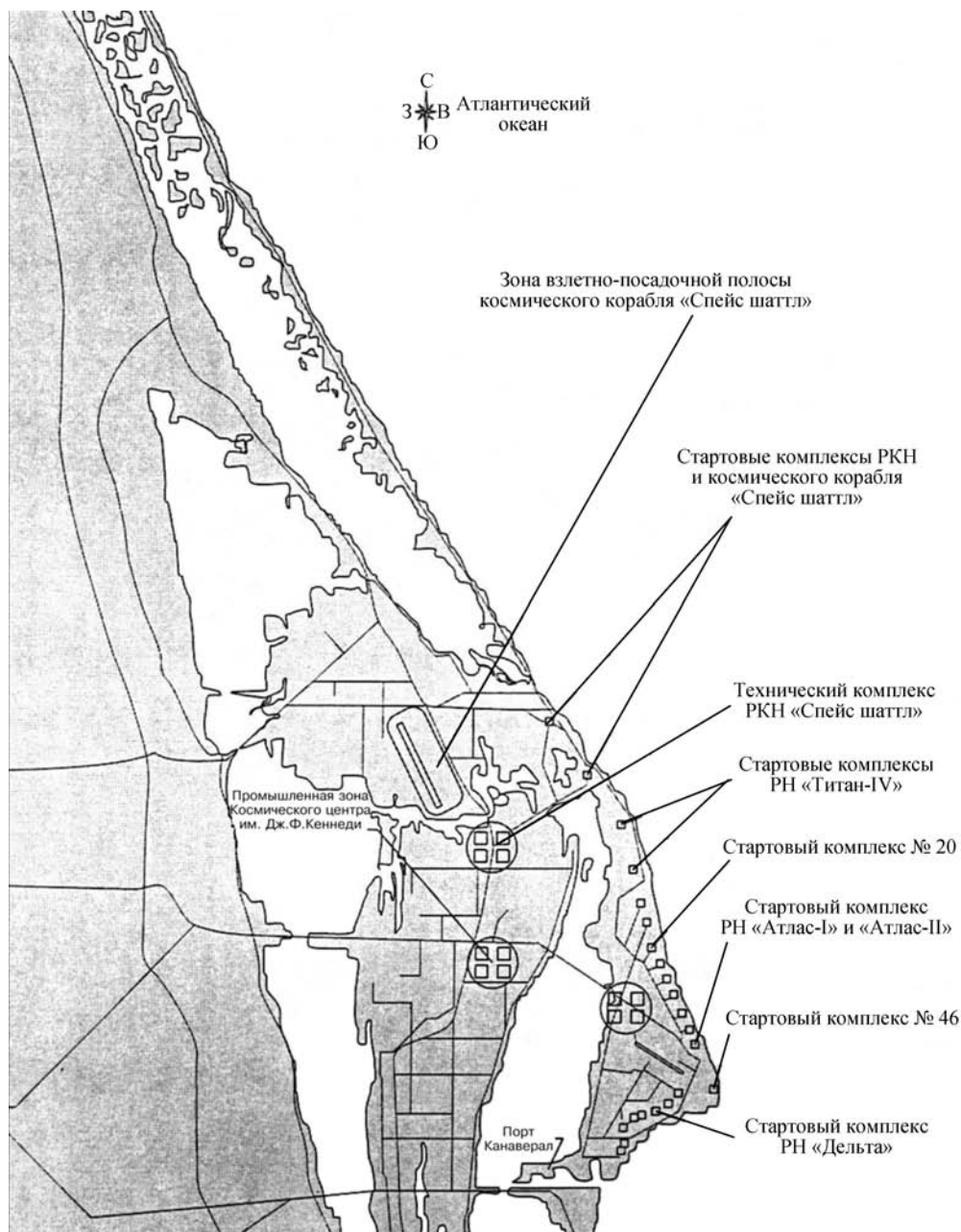


Рис. 8.6.4. Размещение основных объектов на Восточном испытательном полигоне и на космодроме им. Дж.Ф. Кеннеди (США, побережье Атлантического океана)



Рис. 8.6.5. СК РКН «Спейс шаттл» на космодроме им. Дж.Ф. Кеннеди (США)

ном полигоне был переоборудован для обеспечения запусков с него КА, осуществляемых РКН «Дельта-4», и др. Размещение наземных объектов на этих полигонах показано на рис. 8.6.4, 8.6.5.

Исследовательский центр на острове Уоллопс расположен в Атлантическом океане и частично на восточном побережье штата Виргиния США. В последнее время он является одной из главных научно-исследовательских баз НАСА по отработке и пуску исследовательских ракет и запуску малых ИСЗ, выводимых на орбиты РН «Скаут», и др. Размещение этого центра показано на рис. 8.6.6.

Западный испытательный полигон расположен на побережье Тихого океана. В него входят испытательная база Ванденберг, полигоны Пойнт-Мугу, Пойнт-Аргуэльо и внутренний полигон, на которых сосредоточено 11 СК в составе 20 стартовых площадок.

Испытательная база Ванденберг и полигон Пойнт-Аргуэльо использовались для запуска КА военного назначения «Дискавер», «Мидас», «Самос» и других аппаратов такого же назначения, созданных в более поздние сроки. В составе Западного испытательного

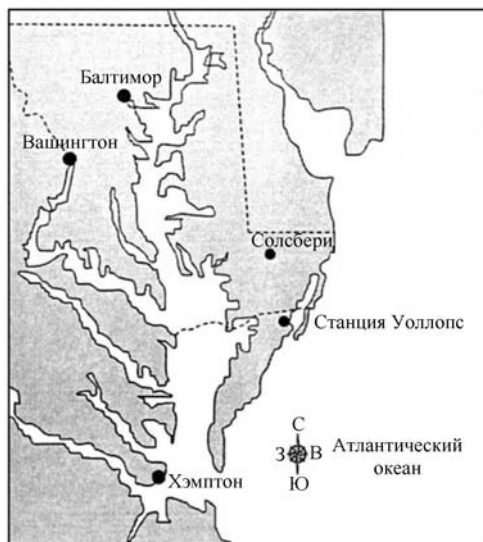


Рис. 8.6.6. Размещение космического центра Уоллопс на территории США

полигона созданы наземные средства, обеспечивающие возможность пуска с них РКН «Атлас», «Титан», включая РН «Титан-4», МТКС «Спейс шаттл», РН «Скаут», а также боевых ракет «Минитмен» и др. Размещение наземных объектов на Западном испытательном полигоне показано на рис. 8.6.7.

Результаты работ по созданию ракетных полигонов, как и работ по развитию ракетной техники в целом, выполненных в СССР и США, были в последующем использованы во многих странах мира при создании собственной РКТ.

Значительных успехов в освоении космического пространства достигла **Франция**, создав вначале в пустыне Сахара, на территории Алжира, ракетный полигон Хаммагир. С этого полигона в 1965 г. был выведен на орбиту первый французский спутник «Астерикс-1», а в последующем — ряд других спутников. Тем самым Франция после СССР и США стала третьей страной мира, обеспечившей вывод своего КА на орбиту Земли.

В дальнейшем Франция совместно с другими странами Европы развернула строительство Гвианского космического центра (космодрома Куру) на северо-западном побережье Южной Америки во Французской Гвиане. Эксплуатация полигона в Алжире была прекращена.



Рис. 8.6.7. Размещение основных наземных объектов на Западном испытательном полигоне (США, побережье Тихого океана)

Космодром Куру в настоящее время оснащен одним стартовым и одним техническим комплексом для РКН «Ариан-5» и стартовыми комплексами для запуска российской ракеты «Союз-СКТ» с разгонным блоком «Фрегат». На первом этапе с него были проведены запуски КА с помощью РН типа «Диамант», «Европа-2», а в последующем — с помощью РН семейства «Ариан». Панорама СК РКН «Ариан-5» показана на рис. 8.6.8.

В Японии для реализации своих космических программ созданы и оснащены современным технологическим и испытательным оборудованием три космодрома — Кагосима,

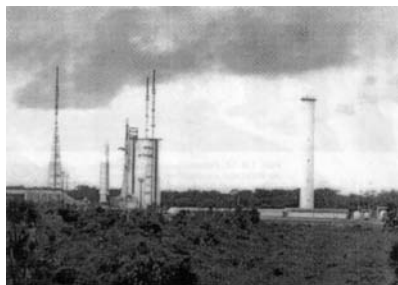


Рис. 8.6.8. Фрагмент СК РКН «Ариан-5» (космодром Куру)



Рис. 8.6.9. Размещение сооружений на японском космодrome Танегасима

Такесаки и Танегасима и несколько научно-исследовательских центров.

Космодром Кагосима расположен в Японии, на острове Кюсю, на побережье Тихого океана, а космодром Танегасима — несколько южнее, на небольшом острове, носящем такое же название. Космодром Такесаки используется редко. Он расположен к юго-востоку от космодрома Танегасима. Размещение сооружений на космодrome Танегасима показано на рис. 8.6.9.

Япония создала свои ракетно-космические средства, в том числе РН «Лямбда-4», «Ми», «М-5», «Н-1», «Н-2», спутники связи, метеорологии и др. Свой первый ИСЗ она вывела на орбиту Земли в феврале 1970 г. с помощью РН «Лямбда-4S».

В *Kumae (КНР)* активно используются три космодрома:

Цзююань (Шуанчензы), расположенный в пустыне Гоби, в составе которого имеются СК, технические позиции и центр управления полетом ракет. На этом космодrome создан КРК на базе РН CZ-2Е, предназначенный для обеспечения пилотируемых полетов;

Сичан, расположенный на юго-западе Китая, на расстоянии 1300 км от космодрома Цзююань, на котором размещено два СК и технические позиции и планируется создание РК, обеспечивающего запуски возвращаемых КА. Фрагмент космодрома Сичан показан на рис. 8.6.10.

В конце прошлого столетия завершено строительство третьего космодрома в КНР — Тайюань. Он создан на базе испытательного полигона баллистических ракет, расположенного к югу от Пекина, и имеет в своем составе РК CZ-4.

С этих космодромов, оснащенных необходимой наземной инфраструктурой, осуществ-



Рис. 8.6.10. Фрагмент китайского космодрома Сичан

вляются пуски всех китайских РН серии CZ («Большой поход»). Свой первый ИСЗ «Чайна-1» китайцы вывели на орбиту с помощью РН CZ-1 («Большой поход-1») в апреле 1970 г.

В Индии для проведения испытаний собственной ракетной техники в 1971 г. был создан и эксплуатируется космодром Шрихарикота, расположенный севернее г. Мадраса (Ченнай). Космодром имеет в своем составе стартовые и технические комплексы, обеспечивающие пуски РН легкого класса SLV и ASLV и среднего класса PSLV.

Первый запуск искусственного спутника «Рахини» на орбиту Земли Индия осуществила с помощью РН SLV-3 в июне 1980 г.

Свои космические исследовательские центры, обеспечивающие пуски геофизических ракет, а некоторые из них — и небольшие по масштабам баллистические ракеты, созданы в Австралии, Бразилии, Израиле, Ираке, Канаде, Северной Корее, Швеции, Южно-Африканском Союзе.

В последние годы определенную роль в освоении космического пространства стали играть страны Западной Европы, объединенные в рамках Европейского космического агентства (ЕКА), членами которого являются Англия, Бельгия, Германия, Дания, Ирландия, Италия, Канада, Нидерланды, Франция, Швеция, Швейцария. Основная задача этого агентства — создание и эксплуатация космических средств на коммерческой основе. Его члены участвуют в космических программах по собственному выбору и сами определяют долю своего участия.

В конце XX в. в мире активно использовалось 12 ракетных полигонов, обеспечивающих пуски РКН различных типов и классов. В боль-

шинстве случаев они расположены на побережье океанов, и только космодромы России и Китая расположены в глубине континентов.

Полученный опыт эксплуатации космодромов, созданных и создаваемых в различных странах мира, и общая тенденция их развития позволяют сделать вывод, что перспектива их дальнейшего рационального и эффективного использования лежит в тесном и взаимовыгодном сотрудничестве всех космических стран мира и в осуществлении ими наряду с решением собственных задач международных космических программ.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Советская космонавтика. М.: Машиностроение, 1981.
2. Ракетные войска стратегического назначения. М., ЦИПК, 1992.
3. Ракетно-космические силы. М.: ВО «Наука», 1992.
4. Корнеев Н.М., Неустроев В.Н. Научно-методические основы проектирования ракетно-космических стартовых комплексов как сложных систем с применением комплексного системного подхода / Сборник РКТ. Сер. III, Вып. 2. ЦНТИ «Поиск», 1991.
5. Стромский И.В. Космические порты мира. М.: Машиностроение, 1996.
6. Карацтин В.М. и др. Основы проектирования систем наземного обеспечения. М.: Изд-во МАИ, 1998.
7. Козлов В.В. Основы проектирования ракетно-космических комплексов. М., ВИКУ им. А.Ф. Можайского, 1999.
8. На Земле и в космосе / под ред. И.В. Бармина. М.: Полиграфикс РПК, 2001.
9. Эксплуатация ракетно-космических комплексов. С.-Пб.: Изд-во ВИКУ им. А.Ф. Можайского, 2001.
10. Корнеев Н.М. Жизнь, посвященная развитию отечественной техники. М.: ПЦ «Медиакосмос» ВАВ «НИЦ АСК», 2003.
11. Космический ракетный комплекс «Зенит» глазами его создателей / В.Н. Соловьев, В.Г. Макарычев и др. М.: Изд-во МАИ, 2003.
12. Технологические объекты наземной инфраструктуры ракетно-космической техники: Кн. 1 и 2 / под ред. И.В. Бармина. М.: Полиграфикс РПК, 2005–2006.

Раздел 9

НАЗЕМНЫЙ АВТОМАТИЗИРОВАННЫЙ КОМПЛЕКС УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ

Глава 9.1

ОСНОВНЫЕ ОСОБЕННОСТИ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

9.1.1. СТРУКТУРА ПРОЦЕССА УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ КА

Космический аппарат (КА) представляет собой сложную систему, предназначенную для реализации определенного круга задач при его функционировании. Само же функционирование КА можно представить как сложный управляемый процесс достижения поставленной перед КА цели. Процедура управления этим сложным процессом возлагается на систему управления полетом КА, которая представляет собой совокупность функциональных бортовых и наземных систем (автоматических или полуавтоматических, т.е. предполагающих присутствие человека в контуре управления), средств приема и передачи информации, информационно-вычислительных и исполнительных устройств бортового и наземного базирования, работающих в рамках единого согласованного плана, обеспечивающего временную, пространственную и функциональную синхронизацию функционирования элементов объекта управления, приводящую к достижению цели, поставленной перед КА.

Особенность построения и функционирования системы управления КА можно проследить, рассматривая ее как систему управления сложным процессом.

В соответствии с определением сложного процесса [1] он представляет собой совокупность простых процессов, называемых базовыми. При этом под простым процессом понимается физическое явление, протекающее в материальных объектах и приводящее к изменению их состояния по времени.

Состав базовых процессов, протекающих в КА, в большей степени зависит от типа КА, числа и качества решаемых им задач, от вида КА (пилотируемый или автоматический). Среди множества базовых процессов можно выде-

лить некоторое подмножество процессов, которые реализуются при функционировании практически каждого КА. К ним можно отнести движение центра масс КА и движение относительно его центра масс, процесс температурного регулирования внутренней среды КА, обеспечение требуемых газового состава и давления внутренней атмосферы, процедуру снабжения элементов КА электроэнергией, прием и выдачу информации по радиоканалам, процесс обеспечения и выполнения целевых операций и научных исследований и т.д. Все базовые процессы, описываемые как динамические системы [4], должны быть наблюдаемыми (т.е. должно быть известно их состояние в любой момент времени). Кроме этого, многие базовые процессы должны быть управляемыми (т.е. должна иметься возможность в случае необходимости изменять их состояние).

В соответствии с этим каждый базовый процесс должен иметь систему наблюдения за его состоянием, систему идентификации, а управляемые процессы — и систему управления этими процессами. Каждая такая система должна иметь цель, которая и достигается в результате функционирования системы управления.

Под идентификацией процесса понимается нахождение формализованной модели процесса, а под системой идентификации — система, которая позволяет по результатам измерения значений некоторых функций, определенных на множестве состояний процесса, найти эту модель. Под оценением процесса будем понимать определение всех существенных параметров формализованной модели процесса и определение качества протекания данного процесса путем сравнения текущих значений этих параметров с их допустимыми или ожидаемыми значениями, а под системой оценивания — систему, которая по результатам измерений некоторых функций, определенных на множестве состояний процесса, позволяет решать указанную задачу. Системы идентификации и оценивания будем обозначать соответственно SI_i и SF_i , $i = 1, 2, \dots, n$.

Под управлением процессом будем понимать воздействие на него, имеющее целью изменение некоторых параметров процесса, что в конечном счете приводит к изменению хода этого процесса. Под системой управления процессом понимается система, которая реализует возможность управления процессом. Будем обозначать ее SU_k , $k = 1, 2, \dots, r$.

Очевидно, что при функционировании КА, обеспечивающего достижение поставленных целей, работа всех систем наблюдения за процессами, а также системы управления этими процессами должна быть строго скоординирована, что выражается в задании всем базовым системам управления согласованных целей и программ работы. Обеспечение этого согласования возлагается на некоторый координирующий орган, который исходя из целей, поставленных перед КА, и моментов их достижения должен декомпозировать общую цель на некоторую совокупность подцелей и определить моменты их достижения (т.е. составить программу работы для каждой базовой системы наблюдения и управления, при которой достижение подцелей базовыми системами управления приведет к достижению главной цели).

Отсюда следует, что система управления функционированием любого КА образует двухуровневую систему, в которой на нижнем уровне находятся все системы наблюдения и управления базовыми процессами, а на верхнем уровне — координатор. В задачи координатора входят:

- определение необходимых данных для функционирования всех систем наблюдения и всех систем управления базовыми процессами, реализация которых приводит к достижению поставленных перед КА целей;

- отслеживание работы всех систем, реализующих базовые процессы;

- оценка степени достижения поставленных целей;

- организация работы всех систем, реализующих базовые процессы, в случае возникновения нештатных ситуаций.

Рассмотрим пример функционирования системы управления КА для наиболее сложного случая — пилотируемой станции, в котором отражаются все специфические особенности управления КА.

В процессе полета пилотируемого КА для достижения поставленной цели выполняется ряд определенных последовательностей переходов от одного его состояния к другому, каж-

дая из которых приводит к выполнению какой-либо одной из задач текущего этапа полета (например, маневра, сближения двух КА, выполнения какого-либо эксперимента и т.д.). Такие законченные последовательности переходов принято называть полетными операциями. Каждая из них реализуется путем выполнения определенного комплекса базовых процессов, происходящих в результате функционирования необходимой совокупности бортовых систем и экипажа КА. Для каждого типа пилотируемых КА характерен определенный состав выполняемых полетных операций. Часть из них осуществляется только в автоматических режимах работы бортовых систем, другая — с участием экипажа КА.

Важнейшим этапом управления КА является планирование полета и его реализация. Данные процедуры сводятся к выполнению ряда стадий, рассмотренных в подразд. А...Г

А. Планирование полета, осуществляемое на нескольких уровнях

На уровне стратегического планирования формулируются цели полета, устанавливаются средства и способы их достижения, необходимые ресурсы и принципы их использования в полете, а также основные ограничения, которые нужно учитывать при разработке плана полета. Плановые документы этого уровня, содержащие такую информацию, являются основой для разработки планов следующего уровня, а также используются в качестве исходных данных при подготовке КА к полету и при его оснащении. Они разрабатываются задолго до начала полета с тем, чтобы всесторонне проверить их выполнимость и определить проектные параметры КА, например его располагаемые ресурсы, комплектацию научно-исследовательской аппаратуры и т.д. В некоторой своей части они могут корректироваться в ходе полета с учетом реальной полетной обстановки, фактического состояния бортовых систем, экипажа и ресурсов КА, фактического выполнения задач полета, а также могут быть кардинально изменены при возникновении существенных аномалий, приводящих к изменению целей полета. Плановыми документами этого уровня, являющимися, по существу, заданием на полет, определяются также принципиальная схема полета, его разбивка на этапы, продолжительность этапов, некоторые рекомендации, касающиеся построения планов полета следующих уровней,

лимиты расхода имеющихся ресурсов в различных группах операций или на отдельных этапах полета. Помимо этого задаются состав и требуемый объем выполнения научных исследований и экспериментов, распределение рабочего времени экипажа между различными видами основных работ. В этих документах могут быть также приведены особые требования к условиям проведения некоторых полетных операций. В них определяются также состав экипажа КА и распределение обязанностей между космонавтами, приводятся требования к плану полета, направленные на обеспечение работоспособности экипажа и его нормального физического и психического состояния в течение всего полета, может также указываться перечень конкретных мер, которые необходимо предусматривать в ходе полета для обеспечения его безопасности.

На уровне тактического планирования для различных этапов полета устанавливаются промежуточные цели на пути достижения главных целей и последовательность решения задач, приводящая к выполнению промежуточных целей. Плановые документы этого уровня указывают ориентировочную привязку основных операций ко времени полета и содержат при необходимости рекомендации, касающиеся особенностей их выполнения. К документам этого уровня относятся номинальный план полета, охватывающий либо весь полет, либо его крупный этап и разрабатываемый до начала полета или его соответствующего этапа, и долгосрочный план, представляющий собой номинальный план, скорректированный в ходе полета с учетом реально складывающейся обстановки.

К следующему, так называемому исполнительному, уровню принадлежит вид планирования, которым уточняются и детализируются последовательность и методы выполнения операций, приводящих к заданной цели. К этому уровню относятся краткосрочный план, который, как показала практика длительных орбитальных полетов, целесообразно разрабатывать в ходе всего полета на следующие один за другим периоды длительностью в одну-две недели, и детальный план полета с интервалом планирования в одни сутки.

Краткосрочный план полета основывается на данных номинального или долгосрочного плана, на реальной текущей полетной обстановке и на фактическом состоянии КА в

текущий момент времени. Он определяет уточненный (по отношению к номинальному или долгосрочному плану) и детализированный состав, последовательность и время проведения всех полетных операций, которые необходимо выполнить в предстоящий недельный или двухнедельный период. В нем указываются текущие дополнительные требования и ограничения, которые необходимо учитывать при выполнении планируемых операций, требуемые ресурсы и процедуры, по которым они должны выполняться, а также состав и порядок использования средств, привлекаемых для выполнения данных операций и управления полетом в этот период. В краткосрочном плане указывается время начала операций, требующих определенной привязки ко времени полета, или время некоторых содержащихся в них характерных событий, если оно известно к моменту завершения разработки краткосрочного плана. Для операций, не требующих точной временной привязки, указывается рекомендуемое время, которое в дальнейшем может быть уточнено при разработке детального плана. Результаты краткосрочного планирования наряду с данными полетной обстановки учитываются при корректировке номинального или долгосрочного плана полета.

На основе краткосрочного плана разрабатывается плановый продукт следующего уровня, являющийся наиболее подробным руководящим документом для проведения полета, — детальный план полета, формируемый частями последовательно на каждые сутки полета и устанавливающий точную привязку планируемых операций ко времени. Он включает в себя скоординированные между собой компоненты, определяющие план работы основных систем КА, обеспечивающих выполнение полетных операций, план деятельности экипажа, план обмена сообщениями между экипажем КА и Центром управления полетом (ЦУП), план выдачи управляющих воздействий на системы КА, план работы средств измерений и связи, обеспечивающих обмен различными видами информации между КА и ЦУП, план использования каналов связи для обеспечения обмена информацией между КА и ЦУП, план обмена информацией между различными наземными службами, участвующими в управлении полетом. Каждый элемент указанных компонентов детального плана полета привязывается к конкретному времени в пределах планируемого периода.

Б. Обеспечение реализации разработанного плана

Этот этап управления полетом КА выполняется путем инициирования запланированных режимов работы бортовых систем и деятельности экипажа КА соответствующими управляющими воздействиями (УВ) со стороны системы управления полетом. УВ, адресуемые бортовым системам КА, представляют собой команды, выдаваемые экипажем, наземным комплексом управления (НКУ) и бортовым комплексом управления (БКУ). Эти команды исполняются на борту КА либо сразу после их получения, либо с задержкой, в заданное время. Для задания БКУ той части плана полета, которая исполняется автоматически по командам, выдаваемым БКУ на системы корабля, в БКУ экипажем или НКУ вводится соответствующая цифровая информация (ЦИ). Кроме того, ЦИ может содержать информацию для корректировки или пополнения программно-математического обеспечения бортовой вычислительной системы (БВС), для ввода переменных данных в алгоритмы автоматического управления системами КА, для задания параметров полетных операций, реализуемых БКУ, для настройки некоторых приборов и т.п. ЦИ помимо БКУ может выдаваться также непосредственно на системы КА для корректировки программ управления, реализуемых контроллерами, встроенными в эти системы.

Кроме выдачи УВ на системы КА, функционирование которых должно обеспечить выполнение запланированных операций, от НКУ в виде радиограмм и от БКУ в виде сообщений, отображаемых на его бортовых терминалах, экипажу передается информация, необходимая для выполнения им работы в соответствии с планом полета. Для стандартных, или типовых, операций предусматриваются стандартные массивы и последовательности выдачи УВ, а также стандартные формы сообщений экипажу. Особенностью выдачи УВ на бортовые системы в процессе выполнения полетной операции является необходимость учета ее фактического хода с тем, чтобы в случае его отклонения от нормы оперативно изменить состав, порядок и время выдачи УВ. Для тех вариантов отклонения хода операций, которые можно предусмотреть заранее, разрабатываются резервные варианты УВ.

В. Контроль полета

Эта функция выполняется в целях оценки безопасности экипажа, состояния, работоспособности и ресурсов КА, характера его движения, состояния экипажа, внешней обстановки, выполнения полетных операций, научно-исследовательской программы и плана полета в целом.

Одной из основных задач контроля полета является обнаружение аномалий, требующих принятия мер по их парированию. Суть контроля состоит в определении фактических значений контролируемых параметров и сравнении их с допустимыми или ожидаемыми значениями с выработкой заключения о том, находятся ли эти параметры в допустимых пределах или выходят за эти пределы. В последнем случае для выработки решения о дальнейших действиях по нормализации ситуации производится диагностика (выявление причин) обнаруженного отклонения.

Для контроля полета пилотируемого космического аппарата (ПКА) характерно то, что он предполагает оценку значительного объема весьма разнородных параметров состояния ПКА. Например, на корабле «Союз» их число составляет порядка 1000, на орбитальной станции «Мир» составляло ~14 тыс., на российском сегменте Международной космической станции число параметров зависит от его текущей конфигурации, на середину 2012 г. число входящих в него модулей составляло 5, число параметров — порядка 100 тыс., а по завершении сборки оно будет значительно большим. Существенным фактором, определяющим сложность решения задачи контроля полета КА, является также наличие большого числа взаимосвязей между параметрами состояния ПКА и, как следствие этого, взаимовлияние параметров. Это приводит к необходимости использования в ходе полета ПКА сложных методов и алгоритмов комплексной оценки параметров состояния ПКА и диагностики их отклонений от нормы. В ряде случаев, когда возникает ситуация, в которой заранее разработанные методы и алгоритмы контроля неприменимы, они должны изыскиваться оперативно в ходе анализа этой ситуации с привлечением методов экспертных оценок, выдвижением и проверкой гипотез, а также применением моделирования ситуаций.

Одной из важных задач, решаемых в процессе контроля полета, является выявление

тенденций к неблагоприятному изменению контролируемых параметров, установление причин, которыми вызваны обнаруженные тенденции, и прогнозирование динамики развития ожидаемых отклонений от нормы в случае, если эти причины не будут устранены. Эта задача решается путем накопления и анализа в течение некоторого времени данных, характеризующих состояние контролируемых параметров.

Г. Принятие и выполнение решений по результатам полета

В случае если в результате контроля констатируется отсутствие отклонений от нормы, полет продолжается по имеющемуся плану (исключение может составлять ситуация, когда, например, некоторые работы на ПКА выполняются с опережением графика или когда изменяется программа научных исследований, вследствие чего необходимы изменения в плане полета). В случае же выхода каких-либо контролируемых параметров за пределы нормы принимается решение о реализации требуемых мер по парированию аномалии. Принятие и реализация решения по результатам контроля полета в случае обнаружения отклонений от нормы является одним из самых сложных и ответственных компонентов процесса управления полетом ПКА и представляет собой необходимую ступень в комплексе мер, обеспечивающих безопасность полета и достижение его целей.

Реализация решений в зависимости от характера ситуации может иметь различную степень срочности. Осуществляется она путем выдачи необходимых УВ на бортовые системы, а также определения программы необходимых действий экипажа, в соответствии с которыми системы и экипаж ПКА функционируют заданным образом в целях изменения ситуации. Кроме того, для реализации принятого решения может проводиться перепланирование текущего этапа полета или в исключительных случаях всего полета.

9.1.2. УЧАСТИЕ НАЗЕМНЫХ СРЕДСТВ В УПРАВЛЕНИИ ПОЛЕТОМ КА

Все множество M систем наблюдения и оценивания базовых процессов, а также управления ими $SI_i, SI_i^*, SU_j, i = 1, 2, \dots, n, j = 1, 2, \dots, r$, разбивается на два подмножества: $M1$ и $M2$, элементы первого из которых

расположены на борту КА, а элементы второго — на Земле, в составе НКУ.

Взаимодействие элементов подмножеств $M1$ и $M2$ между собой осуществляется с помощью радиотехнических средств.

На борту КА располагаются целиком только те системы SI_i, SI_i^*, SU_k , которые проще сделать в бортовом исполнении, либо те, которые необходимы для управления КА в автономном режиме, либо же те, для которых исходя из условий функционирования КА не существует других альтернатив (как правило, для очень быстрых процессов).

Таким образом, система управления КА состоит из элементов следующих типов:

1) совокупности систем идентификации, оценивания и управления, а также координатора в ограниченном указанном выше объеме, реализованных непосредственно на борту КА;

2) совокупности систем идентификации, оценивания и управления, а также элементов, образующих координатор, реализованных на Земле и размещенных в ЦУП;

3) системы, обеспечивающей информационное взаимодействие между КА и ЦУП, т.е. объединяющей эти две пространственно разнесенные части в единую систему управления.

Множество элементов первого типа образуют бортовую систему управления. Множество элементов второго и третьего типов образуют наземную часть системы управления КА, структурно разделенную на две составляющие: ЦУП и систему информационного взаимодействия ЦУП — КА.

Центр управления полетом и есть то место, где размещаются элементы управления КА или их части, которые не попали в число элементов, полностью находящихся на борту КА. В соответствии с этим ЦУП должен решать следующие задачи:

1) прием информации от бортовых радиотехнических систем, содержащей данные о состоянии и результатах работы систем SI_i^*, SI_i^*, SU_j^* , размещенных целиком на борту КА;

2) организация функционирования элементов систем SI_i, SI_i^*, SU_j , размещенных частично или полностью в ЦУП;

3) организация долговременного (стратегического), тактического и оперативного планирования;

4) отслеживание состояния базовых процессов и оценка степени достижения целей, поставленных перед КА;

5) коррекция планов в тех случаях, когда развитие базовых процессов отличается от запланированного (нештатные ситуации);

6) формирование управляющей командной информации и передача этой информации на борт КА, что и обеспечивает в конечном счете замыкание в функционировании системы управления КА.

Подробнее о ЦУП см. в гл. 9.3.

Система информационного взаимодействия КА—ЦУП включает в себя средства обмена бортом КА — наземные приемопередающие пункты, обычно их называют командно-измерительные пункты (КИП), и систему обмена между КИП и ЦУП. Подробнее об этом см. в гл. 9.2.

Обычно для информационного обмена между ЦУП и КА используется несколько наземных пунктов. Каждый такой пункт, как правило, работает с несколькими КА. Поэтому возникает необходимость координации работы этих пунктов. Это достигается объединением всех наземных КИП, а также ЦУП различных КА в единую систему, которую называют наземным автоматизированным комплексом управления (НАКУ).

9.1.3. НАКУ. ОСНОВНЫЕ КОМПОНЕНТЫ. ЗАДАЧИ НАКУ

Наземный автоматизированный комплекс управления представляет собой совокупность технических средств и сооружений, центров и пунктов управления, командно-измерительных пунктов, систем информационного и математического обеспечения, предназначенную для формирования наземных комплексов управления автоматическими космическими аппаратами, пилотируемыми космическими кораблями и орбитальными станциями и автоматизации процессов их функционирования.

НАКУ изначально создан в структуре Министерства обороны (НАКУ МО). Руководство развитием и функционированием НАКУ МО осуществляется из Главного испытательного космического центра. НАКУ МО осуществляет управление 85..87 % КА российской орбитальной группировки, включая все КА военного и двойного назначения и значительное число КА научного и социально-экономического назначения. Технические средства НАКУ МО используются также при управлении объектами пилотируемых программ и КА дальнего космоса.

НАКУ МО включает в себя стационарные и подвижные средства обмена с КА командно-программной, телеметрической и траекторной информацией, средства связи и автоматизированного сбора и обработки информации. НАКУ решает задачи управления движением КА на всех участках полета и спуска, контроля и управления функционированием устройств и систем КА, приема с КА научной, метеорологической, связной, телевизионной, навигационной, топогеодезической и другой информации, радио и телевизионной связи с экипажами пилотируемых КА.

Совокупность средств из состава НАКУ МО, предназначенная для управления КА или группировкой однотипных КА, образует наземные комплексы управления (НКУ), которые совместно с бортовыми комплексами управления составляют автоматизированные системы управления соответствующими КА. В основу организационной структуры НКУ КА положена их функциональная специализация по типам КА, решающим задачи в интересах определенных ведомств. Поэтому в настоящее время существует несколько типов НКУ: НКУ КА навигации, НКУ КА связи и ретрансляции, НКУ КА наблюдения, НКУ метеорологическими КА, НКУ топогеодезическими и юстировочными КА, НКУ пилотируемыми кораблями и станциями и др. При этом необходимо отметить, что одни и те же средства НАКУ могут одновременно входить в несколько различных НКУ.

Средства НАКУ МО размещаются на командно-измерительных пунктах, в центрах дальней космической связи (ЦДКС), центральном командном пункте (ЦКП), центрах управления полетами (ЦУП) различных типов КА. Эти средства объединены в единый автоматизированный комплекс управления КА линиями информационной и технологической связи.

Схема размещения объектов НАКУ МО приведена на рис. 9.1.1.

Главным органом управления НАКУ МО является ЦКП. Он предназначен для руководства и координации всех служб и средств НАКУ МО при запусках и решении задач обеспечения полета и функционирования КА. ЦКП обеспечивает взаимодействие с космодромами и организациями, участвующими в управлении КА и получении целевой информации с них, оценку общей космической обстановки. В структуре ЦКП имеются коорди-



Рис. 9.1.1. Размещение объектов НАКУ

нирующий орган, обеспечивающий долгосрочное и оперативное планирование и распределение средств массового применения, используемых в различных наземных комплексах управления КА. Информационно-вычислительный комплекс (ИВК) ЦКП включает несколько ЭВМ высокого быстродействия, внешние накопители информации большой емкости, устройства сопряжения с аппаратурой ввода и вывода информации, экраны группового и индивидуального пользования, отображающие космическую обстановку, состояние готовности средств НАКУ, состояние КА, устройства документирования данных, оконечные устройства и аппаратуру средств связи и передачи данных (ССПД) для обмена информацией с внешними абонентами — КИП, ЦДКС, баллистическим центром (БЦ), телеметрическим центром (ТЦ) и территориально удаленными ЦУП.

Ряд специализированных центров управления большим числом однотипных и близких по оснащению и назначению КА используют единые ТЦ и БЦ. При этом ТЦ осуществляет обработку и коммутацию потоков телеметри-

ческой информации о состоянии КА, БЦ обеспечивает сбор данных траекторных измерений и расчет параметров орбиты КА, обработку и анализ траекторной и телеметрической информации, поступающей с КИП. В ЦУП на основе результатов обработки информации телеконтроля, навигационных и баллистических данных проводятся диагностика и оценка состояния КА; оценка степени выполнения задач полета; выработка решений по управлению КА; принятие решения на выполнение программы полета и т.д.

Центральный узел связи (ЦУС) НАКУ обеспечивает связь ЦКП, ЦУП и КИП, осуществляет прием, передачу, распределение, контроль входящей и передаваемой информации с помощью управляющих ЭВМ и специальных пультов управления операторов ЦУС.

Командно-измерительные пункты, на которых размещаются радиотехнические, радиоэлектронные и обеспечивающие технические средства, предназначены для непосредственного обмена всей контрольной и управляющей информацией с КА. Разновидностью КИП являются центры дальней космической связи,

обеспечивающие информационный обмен с высокоапогейными научными КА и межпланетными автоматическими станциями. В соответствии с планом работы через средства КИП осуществляются сеансы связи с КА, находящимися в зоне видимости его радиотехнических, оптических и других средств. КИП разделяют на стационарные и подвижные. В состав КИП входят командно-измерительные системы (КИС); радиотелеметрические станции (РТМС); средства связи с экипажами пилотируемых космических кораблей; средства служебного телевидения (СТВ); средства ИВК; средства системы единого времени (СЕВ), средства наземной и спутниковой связи для обмена информацией между элементами НАКУ.

Для информационного обмена с КА помимо средств КИП могут привлекаться специальные спутники-ретрансляторы (СР). В этом случае ЦУП через ССПД передают информацию на пункт ретрансляции (ПР), который, в свою очередь, обменивается информацией через СР с КА. Данный режим называется ретрансляционным. Типовая схема НКУ, использующего ретрансляционный режим наряду с непосредственным обменом информацией, представлена на рис. 9.1.2.

Эффективность работы средств НАКУ МО в значительной мере определяется уровнем их автоматизации. К средствам автоматизации относят вычислительные средства и их внешние устройства, территориально разнесенные рабочие места операторов-управленцев и средства отображения информации, устройства сопряжения средств автоматизации с каналами передачи данных, линиями связи со спецустройствами и между собой. Возможности средств автоматизации характеризуются суммарной производительностью, а эффективность их работы — архитектурой комплекса средств и информационной технологией. На объектах НАКУ используются мощные ЭВМ, средства унифицированных комплексов оперативного управления и отображения информации. Их основные характеристики, такие как быстродействие, объемы оперативной памяти и памяти внешних запоминающих устройств, позволяют производить обработку информации в масштабе реального времени.

НАКУ МО как большая организационно-техническая система характеризуется совокупностью показателей качества, описывающих в количественном отношении ее основ-

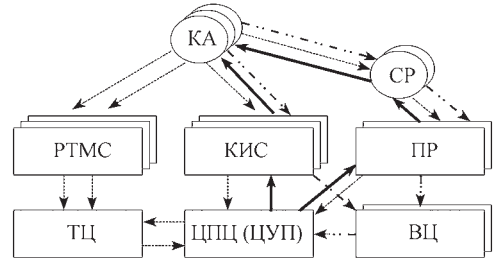


Рис. 9.1.2. Типовая схема НКУ

— командно-программная информация;
 полная телеметрическая информация;
 сокращенная телеметрическая информация;
 -.-.- навигационные измерения и данные

ные свойства [1]. Такими свойствами являются прежде всего пропускная способность, надежность, оперативность, устойчивость, экономичность, функциональная и целевая эффективность.

Пропускная способность (ПС) НАКУ характеризуется максимальным числом КА определенных типов, управление которыми НАКУ способен осуществлять одновременно (мгновенная ПС) либо на заданном (суточном, месячном либо годовом) интервале (интервальная ПС). Кроме того, для оценки ПС используют также вероятность выделения ресурсов (совокупности средств), необходимых для выполнения плановых и внеплановых операций управления КА различного типа с учетом приоритетности КА.

Для оценки оперативности НАКУ используются числовые характеристики времени выполнения (прежде всего, среднее и гарантированное время) основных технологических операций управления КА различных типов, а также наиболее важных операций обработки и передачи информации в контурах НАКУ.

Под надежностью НАКУ понимают свойство, характеризующее его способность сохранять свои технические характеристики функционирования в течение заданного интервала времени в заданных условиях эксплуатации. Надежность НАКУ характеризуется такими показателями, как коэффициенты готовности основных подсистем и контуров НАКУ, вероятности их безотказной работы при выполнении сеансов управления, вероятности успешного выполнения сеансов в условиях возможных отказов технических средств и сбоях программных средств.

Устойчивость НАКУ характеризуется вероятностями обеспечения управления КА различных типов и орбитальной группировкой в целом в условиях возможных воздействий на его элементы вследствие причин целенаправленного либо катастрофического характера, а также преднамеренных или непреднамеренных помех радиотехническим средствам НАКУ.

Показателями экономичности НАКУ являются как суммарные годовые затраты на его эксплуатацию и развитие, так и затраты по их основным составляющим: расходы на содержание обслуживающего персонала; расходы на капитальное строительство, ремонт и реконструкцию сооружений; на эксплуатацию, модернизацию, закупки и ввод в строй технических средств; на научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы в интересах развития НАКУ и его средств.

Показатели эффективности носят обобщенный характер и отображают степень соответствия комплекса возлагаемым на него задачам. Функциональная эффективность характеризует возможности НАКУ по обеспечению управления всей орбитальной группировкой КА с требуемым качеством и оценивается вероятностью выполнения технологических циклов управления КА различного типа на заданном интервале времени. Целевая эффективность характеризует влияние комплекса на возможности и качество функционирования обеспечиваемых им космических систем. Она оценивается коэффициентом использования возможностей космических систем различного типа при заданной структуре в составе средств НАКУ.

Характеристики существующего НАКУ МО по ряду основных показателей

Пропускная способность по управлению КА	До 200 информационных и 4 ПККА
Производительность, число сеансов управления в сутки	800...1000
Надежность управления:	
коэффициент готовности основных подсистем и контуров комплекса.	0,98...0,99
средняя наработка на отказ, ч.	500...800

Оперативность управления:

время формирования и передачи на борт КА информации, мин.	60...90
время реакции НКУ на изменение состояния бортовой аппаратуры КА, мин.	10...15

Вероятность выполнения технологического цикла управления (функциональная эффективность комплекса) 0,95...0,99

Наряду с наземными комплексами управления КА, создаваемыми с использованием средств массового применения из состава НАКУ МО, в последние годы созданы и развиваются НКУ ведомственными космическими аппаратами космических систем связи и телевидения — НКУ КА государственного предприятия «Космическая связь», КА «Ямал» ОАО «Газпром».

Кроме того, вне структуры НАКУ МО созданы специализированные центры управления рядом КА, наземные комплексы управления которых используют средства НАКУ МО. К ним в настоящее время относятся ЦУП объектов пилотируемых программ (ЦУП-М ЦНИИМаш), ЦУП КА дальнего космоса и высококопеежных научных КА (НПО им. С.А. Лавочкина), ЦУП КА низкоорбитальной космической системы связи «Гонец» (НИИТП).

Для проведения единой технической политики и координации работ по созданию и эксплуатации НКУ КА государственной и коммерческой принадлежности, оптимизации развития технических средств НКУ в целях надежного выполнения задач управления КА военного, двойного, научного, социально-экономического назначения и международного сотрудничества, а также экономии государственных бюджетных средств принято решение о создании Единого государственного НАКУ КА и измерений.

Единый государственный НАКУ КА должен обеспечить надежное и эффективное управление 130...140 находящимися одновременно на орбитах КА различного назначения, в том числе 25...30 КА военного, 70...80 КА двойного (военного и гражданского) и до 30 КА научного, социально-экономического назначения и в рамках международного сотрудничества. В составе Единого государственного НАКУ КА развивается как его составная часть НАКУ космическими аппаратами научного и социаль-

но-экономического назначения со своими органами координации и управления и информационно-измерительными средствами на командно-измерительных пунктах в западном, центральном и восточном регионах.

Анализ и синтез структуры НАКУ как большой развивающейся системы реализуются в виде многоэтапных итерационных процедур решения ряда взаимосвязанных частных задач, формируемых в процессе декомпозиции общей задачи синтеза. Необходимость декомпозиции обусловлена не только большей размерностью, но и многоаспектностью основной задачи, вытекающей из полиструктурности НАКУ. Основными видами структуры НАКУ, рассматриваемыми при синтезе, в первую очередь, являются топологическая, техническая и функциональная; кроме того, на определенных этапах синтезируются (уточняются) информационная, организационная, программная структуры.

При решении задач анализа и синтеза структуры НАКУ широко используется компьютерное моделирование на аналитических и имитационных моделях, а также методы линейной и нелинейной оптимизации (чаще всего дискретной) [1]. В последнее время расширяется сфера использования гибридных экспертных систем, содержащих наряду с имитационными и оптимизационными моделями экспертную компоненту, которая позволяет более полно и эффективно использовать формализованные соответствующим образом знания опытных экспертов как для решения частных (отдельных) задач, так и для повышения качества и оперативности решения всей задачи в целом.

Основные направления развития НАКУ ориентированы на внедрение новых технологий управления КА (ретрансляционный режим управления, применение экспертных систем, наземно-космической сети связи на принципах пакетной коммутации и др.) и реализующих эти технологии системообразующих элементов, обеспечивающих надежное, оперативное и глобальное управление КА, что позволяет сократить затраты на эксплуатацию НАКУ и численность обслуживающего персонала.

9.1.4. ПОИСКОВО-СПАСАТЕЛЬНАЯ СЛУЖБА

Поисково-спасательная служба (ПСС) была создана в составе Военно-воздушных сил (ВВС) в 1966 г. для обеспечения поиска и спасения спускаемых космических объектов

(спускаемых аппаратов и капсул). В дальнейшем, в связи с возросшей интенсивностью запусков пилотируемых космических аппаратов и аппаратов со сбрасываемыми капсулами, в составе ПСС ВВС был образован поисково-спасательный комплекс.

Поисково-спасательный комплекс (ПСК) — совокупность авиационных, наземных и морских поисково-спасательных средств и служб, предназначенных для поиска и обнаружения места посадки спускаемых аппаратов, оказания первой помощи космонавтам и доставки космонавтов и спускаемых капсул в пункты назначения.

ПСК обеспечивает также спасение космонавтов во всех нештатных ситуациях, которые могут возникнуть непосредственно на старте и на участке выведения. В этом случае для выполнения задачи командный пункт ПСК организует взаимодействие со службами Министерства чрезвычайных ситуаций, командными пунктами космодромов, НАКУ и другими службами.

В структуру ПСК входят командный пункт, штатный полигон посадки, поисковые и транспортные самолеты и вертолеты, наземные подвижные поисково-эвакуационные средства, специальные измерительно-пеленгационные средства и привлекаемые РЛС ПВО, ВВС, гражданской авиации, Федеральной службы безопасности и др.

Штатный полигон посадки выбирается с учетом преобладания равнинного характера местности и относительной малонаселенности, а также наличия баз для наземных и авиационных средств ПСС. Размеры штатного полигона посадки определяются по долготе — межвитковым расстоянием, которое для объектов ближнего космоса ($H_p = 200...400$ км) составляет около 2000 км, по широте — продольным рассеиванием возвращаемых объектов, которое для большинства конструкций составляет примерно 100 км. Точки приземления спускаемых капсул (СК) и спускаемых аппаратов (СА) могут находиться в любом районе штатного полигона. В каждом конкретном случае спуска НАКУ определяет конкретный район посадки, который с вероятностью $P = 0,95$ ограничен эллипсом рассеивания с осями 200 и 30 км.

Контроль движения на участках после раскрытия парашюта осуществляется РЛС ПВО и пеленгаторными станциями «Круг-М». Информация этих средств используется ПСС в случае если объект не обнаружен в районе

предполагаемой посадки. Авиационные средства ПСК осуществляют поиск СА (СК) по радиомаякам, работающим в КВ- и УКВ-диапазонах. Самолетные радиопеленгаторы КВ-диапазона производят обнаружение СА (СК) и наводят вертолетные средства на приземляющийся объект. Вертолеты осуществляют дальнейший поиск по сигналам УКВ-пеленгатора, входят в визуальный контакт по светомаяку и яркой окраске купола парашюта. При пилотируемых полетах вспомогательным средством службы поиска и спасения является радиосвязь с космонавтами, которая осуществляется в КВ- и УКВ-диапазонах во время полета на орбите, на участке спуска и приземления, а также после приземления СА. Исходными данными для поиска являются координаты точки раскрытия парашюта, которые определяются средствами НАКУ и заблаговременно (за сутки) сообщаются на командный пункт (КП) ПСК. Для поиска обычно выделяются 1–2 самолета и 2–3 вертолета с ближних районов базирования.

В большинстве случаев авиационные средства за время парашютирования обнаруживают СА (СК) и прибывают к исходной точке посадки еще до момента его приземления.

Основными мероприятиями, проводимыми на штатном полигоне после посадки СА (СК) силами и средствами поисково-эвакуационных отрядов, являются оказание необходимой первой помощи космонавтам и их эвакуация в пункты назначения, а также обслуживание СК (извлечение кассет с информацией и их доставка, деактивация объекта, демонтаж некоторых специальных устройств, подготовка к эвакуации, доставка к месту назначения).

Для проведения поисково-спасательных работ привлекаются самолеты (часть из них оборудована радиопоисковыми средствами, а остальные используются как транспортные) и вертолеты (часть из них — поисковые, оборудованные радиопоисковыми средствами, часть — транспортные). При посадке СА (СК) в акватории Мирового океана для их поиска, спасения и эвакуации используются специально оборудованные средства ПСС флотов.

Прорабатывается несколько перспективных направлений сокращения размеров штатных полигонов посадки, времени поиска и доставки информации, а также повышения безопасности космонавтов:

1. Улучшение баллистического обеспечения процесса спуска СА (СК) и оперативное

уточнение размеров эллипса рассеивания по данным измерений на участках спуска.

2. Возможность перехода от баллистических капсул к управляемым.

3. Использование многоцветных космических систем с горизонтальной посадкой.

Оценка первых двух направлений показывает возможность сокращения размеров прогнозируемого эллипса рассеивания на 40...60 % и времени поиска на 30...40 %. Третье направление позволяет кардинально изменить условия возвращения экипажей, сделать приземление на заранее подготовленный аэродром более безопасным и комфортным.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Лобачев В.И., Почукаев В.Н. Некоторые теоретические аспекты синтеза и анализа центра управления полетом. М., АН СССР, ИКИ, 1988.

2. Глазов Б.И. Автоматизированное управление в больших кибернетических системах. М., МО СССР, 1981.

3. Космические радиотехнические комплексы / С.И. Бычков, Д.П. Лукьянов и др.; под ред. С.И. Бычкова. М.: Сов. радио, 1967.

4. Космические траекторные измерения / под ред. П.А. Агаджанова, В.Е. Дулевича, А.А. Коростылева. М.: Сов. радио, 1969.

5. Советские радиотелескопы и радиоастрономия Солнца / под ред. А.Е. Соломоновича и Г.Я. Смольникова. М.: Наука, 1990.

6. Киселев А.И., Медведев А.А., Меньшиков В.А. Космонавтика на рубеже тысячелетий. Итоги и перспективы. М.: Машиностроение, 2002.

Глава 9.2

СИСТЕМА ИНФОРМАЦИОННОГО ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ КА–ЦУП

9.2.1. ОСНОВНЫЕ СОСТАВЛЯЮЩИЕ СИСТЕМЫ ИНФОРМАЦИОННОГО ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ КА С ЦУП

9.2.1.1. Организация информационного обмена

Обмен различного вида информацией между КА и ЦУП осуществляется по радиоканалам через наземные радиотехнические станции (НРТС), размещенные на КИП НКУ.

Условия информационного обмена зависят от высоты орбиты КА и траектории подспутни-

ковой точки на поверхности Земли (трассы полета КА) относительно КИП. С точки зрения обеспечения управления КА требования к информационному обмену определяются необходимостью реализации в сеансах связи технологического цикла управления. При штатном полете, как правило, непрерывность и глобальность информационного взаимодействия КА с ЦУП не являются необходимыми. Однако в случае отклонений от программы полета и возникновения нештатных ситуаций для обеспечения оперативного выхода из них возможность организации канала связи с КА в любой момент времени является важным фактором повышения надежности управления полетом.

Большинство космических радиолиний работает в диапазоне СВЧ, вследствие чего проведение сеансов связи между КА и КИП оказывается возможным только в течение времени пребывания КА в зоне его прямой видимости. Зоной радиовидимости КИП принято считать всю часть околоземного пространства, видимую из КИП при углах возвышения над местным горизонтом более 7° . В этой зоне обеспечиваются устойчивая радиосвязь наземных и бортовых радиосредств и заданная точность траекторных измерений. Однако иногда рассматривают зоны радиовидимости и при углах возвышения менее 7° . Из геометрических построений, приведенных на рис. 9.2.1, следует, что расстояние d от КИП до КА, находящегося на границе радиовидимости (иногда это расстояние называют радиусом зоны радиовидимости), определяется следующим образом:

$$d = \sqrt{(R + H)^2 - R^2 \cos^2 \epsilon_{\min}} - R \sin \epsilon_{\min}, \quad (9.2.1)$$

где R — средний радиус Земли, $R = 6371$ км; H — высота орбиты; ϵ_{\min} — угол места, соответствующий границе зоны радиовидимости.

Для $\epsilon_{\min} = 0$ выражение (9.2.1) упрощается:

$$d_0 = \sqrt{2RH \left(1 + \frac{H}{2R}\right)}.$$

При $\frac{H}{2R} \ll 1$ получим простую формулу:

$$d_0 \approx \sqrt{2RH}.$$

Для диапазона высот орбит КА от 200 до 1000 км, внутри которого находятся орбиты основной массы КА ближнего космоса, радиусы зон радиовидимости КИП при $\epsilon_{\min} = 7^\circ$ будут находиться в пределах от 1000 до 3000 км. Максимальная продолжительность сеанса связи КИП с низкоорбитальными КА достигает

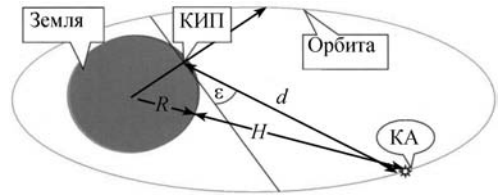


Рис. 9.2.1. Зона радиовидимости КИП

5...13 мин в зависимости от высоты орбиты при условии, что трасса полета проходит через точку расположения КИП.

Малая продолжительность сеанса связи КИП с КА обуславливает существенные трудности в обеспечении глобальности и непрерывности информационного взаимодействия с точки зрения как управления полетом КА, так и передачи и приема целевой информации. Одним из путей решения этой проблемы является рассредоточенная структура НКУ, состоящая из совокупности КИП, разнесенных на поверхности Земли.

На число привлекаемых в состав НКУ КИП влияют требования к точности и оперативности определения параметров орбиты КА средствами НКУ и требования к интервалам радиовидимости КА для обеспечения передачи командно-программной информации (КПИ), контроля работы бортовых систем, приема целевой информации, а также радиотелефонной и телевизионной связи с экипажем пилотируемых космических комплексов.

Для КА среднего космоса на высокоэллиптических орбитах (ВЭО) с высотой апогея до 300 тыс. км и геостационарных КА интервал радиовидимости с наземного КИП существенно возрастает: до нескольких часов для КА на ВЭО и круглосуточной радиовидимости для КА на геостационарной орбите (ГСО). С учетом этого число КИП, привлекаемых в состав НКУ для управления указанными КА, может быть сокращено до одного-двух при соответствующем расположении их на поверхности Земли.

9.2.1.2. Космическая система ретрансляции информации

Увеличение объема и сложности целевых задач, решаемых современными КА, и повышенные требования к надежности управления вызывают необходимость обеспечения непрерывности и глобальности информационного взаимодействия НКУ с КА. Эффективным пу-

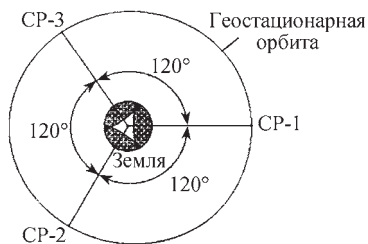


Рис. 9.2.2. Схема размещения CP космической системы ретрансляции на ГСО

тем достижения этой цели является использование для обмена информацией с КА космических систем ретрансляции (КСР).

Техническая структура КСР включает два-три спутника-ретранслятора (CP) на геостационарной орбите, одну-две наземные станции (НС) спутниковой связи и абонентскую аппаратуру, установленную на борту обслуживаемых КА.

На рис. 9.2.2 видно, что три CP на геостационарной орбите с географическими долготами подспутниковых точек, разнесенными на 120° , обеспечивают с перекрытием обзор практически всей земной поверхности (и околоземного космического пространства), за исключением приполярных областей до $\sim 80^\circ$ северной и южной широты. В целях упрощения структуры в системе могут использоваться два рабочих CP при незначительном уменьшении глобальности связи. Информационное взаимодействие НКУ с КА через CP осуществляется по следующей схеме: ЦУП–НС–CP–КА–прямой канал и КА–CP–НС–ЦУП–обратный канал.

Примером космической системы ретрансляции является американская система TDRSS (Tracking and Data Relay Satellite System), предназначенная для обеспечения глобального обслуживания действующих и перспективных низкоорбитальных КА, таких как многоцветный транспортный космический комплекс (МТКК) «Спейс шаттл», Международная космическая станция (МКС) и др.

Аналогичная многофункциональная космическая система ретрансляции (МКСР) «Луч» создается в России. Основу системы составляют три геостационарных CP с координатами подспутниковых точек 16° з.д., 95° в.д. и 167° в.д. и две НС спутниковой связи, размещенные на пунктах ретрансляции (ПР) в ЦУП КА в г. Королев Московской области и на создаваемом космодроме Восточный в

г. Углегорск Амурской области. Срок создания МКСР — 2015 г.

Космические системы ретрансляции обеспечивают обмен с КА и средствами выведения всеми видами информации, необходимой для управления полетом, телеизмерений и связи с экипажем пилотируемых комплексов, а также высокоскоростную передачу (до сотен мегабит в секунду) цифровой информации от аппаратуры целевого назначения КА.

Недостатком использования КСР является необходимость наличия на КА дополнительных резервов массы и энергопитания для установки абонентской аппаратуры и бортовых антенн, обеспечивающих требуемые энергетические характеристики радиолиний КА–CP, особенно при неориентированном полете КА.

9.2.1.3. Особенности построения системы информационного взаимодействия в НКУ КА дальнего космоса

Структурное построение системы информационного взаимодействия НКУ КА дальнего космоса отличается рядом существенных особенностей, связанных с большими удалениями и характером движения лунных и межпланетных космических станций. На удалениях, превышающих сотни тысяч километров, в течение сеанса связи положение КА относительно звезд для наземного наблюдателя практически не изменяется. Изменение угловых координат КА относительно наземной станции происходит в основном за счет вращения Земли и близко к $15^\circ/\text{ч}$. Изменение радиальной скорости КА в течение сеанса связи, а следовательно, и доплеровского смещения частоты принимаемого радиосигнала также определяется в основном суточным вращением Земли, и его можно прогнозировать с высокой степенью точности.

По мере удаления КА зоны радиовидимости его с Земли расширяются, достигая в пределе размеров земного полушария, а продолжительность интервалов радиовидимости с одного КИП может достигать до половины суток. Таким образом, для обеспечения непрерывной круглосуточной связи с дальними КА (ДКА), совершающими полет вблизи плоскости эклиптики, в составе НКУ достаточно иметь три КИП, расположенных в экваториальных или средних широтах и разнесенных на поверхности Земли на угол $\sim 120^\circ$ по географической долготе.

Перечисленные обстоятельства позволяют упростить структуру НКУ КА дальнего космоса по сравнению с НКУ околоземными КА, ограничив число КИП до двух-трех при обеспечении глобальности связи с ДКА 0,7...1.

Основные трудности при создании и эксплуатации радиотехнических систем дальнего космоса обусловлены большими межпланетными расстояниями до КА и жесткими энергетическими, массовыми и габаритными ограничениями, действующими по отношению к их бортовой аппаратуре. Если для КА ближнего космоса максимальные дальности связи ограничены размерами зон радиовидимости и не превышают 3000 км, то для ДКА характерные дальности связи определяются следующими величинами: 380 тыс. км — расстояния от Земли до Луны, ~ 40...260 млн км — до Венеры, ~ 80...380 млн км — до Марса, ~ 6 млрд км — радиус Солнечной системы.

Для обеспечения требуемых дальностей связи несмотря на указанные массогабаритные ограничения и значительное усложнение конструкции на ДКА приходится применять остронаправленные параболические антенны достаточно больших размеров. Однако основная роль в повышении энергетики радиолиний КА возлагается на наземные средства, в составе которых применяются громадные антенные системы, мощные передающие устройства и высокочувствительные приемники. Значительный эффект достигается за счет выбора рационального диапазона радиоволн для дальней космической связи, оптимальных методов приема информации, помехоустойчивого кодирования и т.д.

Большая продолжительность полета (до нескольких лет) и ограниченные возможности резервирования всех элементов бортовых систем ДКА вынуждают предъявлять исключительно высокие требования к их надежности и долговечности.

9.2.1.4. Выбор диапазона радиоволн радиолиний космической связи

Выбор проектных характеристик космических радиолиний является сложной инженерной задачей и требует учета большого числа различных факторов, влияющих на энергетику радиолиний и качество передачи информации на требуемые дальности.

Рассмотрим выражение, определяющее зависимость максимальной дальности связи от параметров космической радиолинии,

$$D = \sqrt{\frac{PS_6 S_3 \eta_\Sigma}{\lambda^2 k T_{\text{эф}} \Delta f q_n}}, \quad (9.2.2)$$

где P — мощность передатчика; S_6, S_3 — эффективные площади бортовой и наземной антенн; η_Σ — коэффициент, определяемый суммарными потерями энергии сигнала в элементах антенно-фидерных трактов и при распространении в окружающей среде; λ — длина радиоволн; k — постоянная Больцмана, $k = 1,38 \cdot 10^{-23}$ Вт·с/К; $T_{\text{эф}}$ — эффективная температура шума на входе приемной системы; Δf — ширина полосы пропускания приемника до детектора; q_n — пороговое отношение мощности сигнала к мощности шума на входе приемного устройства, при котором обеспечивается заданное качество принимаемого сообщения. Формула (9.2.2) справедлива как для запросных («Земля–борт»), так и для ответных («борт–Земля») радиолиний. В дальнейшем будем рассматривать в основном ответную радиолинию как наиболее напряженную с точки зрения обеспечения требуемого энергетического потенциала.

Одна из основных проблем проектирования радиосистем дальней космической связи — выбор оптимального диапазона радиоволн.

В формуле (9.2.2) помимо явной зависимости D от λ функциями длины волны являются эффективная температура шума $T_{\text{эф}}$ и составляющие коэффициента η_Σ , характеризующие потери энергии сигнала в атмосферах Земли, планет и в межпланетной плазме.

Потери энергии радиоволн в ионосфере обусловлены их отражением и рассеянием, а также вращением плоскости поляризации при распространении. Указанные эффекты уменьшаются с уменьшением длины радиоволны. При $\lambda < 3$ м потери в ионосфере незначительны, а в дециметровом диапазоне ими можно пренебречь.

Потери энергии радиоволн в тропосфере Земли, наоборот, растут с уменьшением длины волны, они малы при $\lambda > 3$ см. При уменьшении длины волны ($\lambda < 3$ см) потери начинают расти вследствие наличия резонансных линий поглощения в спектре молекулярных компонент паров воды и кислорода земной атмосферы.

Графические зависимости потерь энергии радиосигнала в земной атмосфере от длины волны при различных углах места антенны представлены на рис. 9.2.3.

Поглощение радиоволн, вызываемое осадками, в основном дождем и туманом, рас-

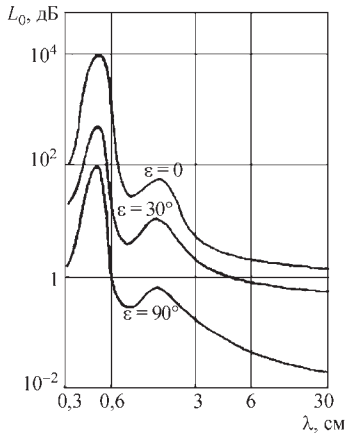


Рис. 9.2.3. Поглощение радиоволн в атмосфере Земли

тет с уменьшением длины волны, зависит от интенсивности осадков и становится существенным при $\lambda < 3$ см.

На рис. 9.2.4 показаны кривые зависимости потерь энергии радиосигнала в тропосфере Земли на трассе 1 км от длины волны и интенсивности дождя.

Нужно иметь в виду, что и другие планеты Солнечной системы имеют атмосферу, поэтому при выборе характеристик радиоканала связи с КА, находящимся на поверхности планеты, необходимо учитывать условия распространения радиоволн в ее атмосфере.

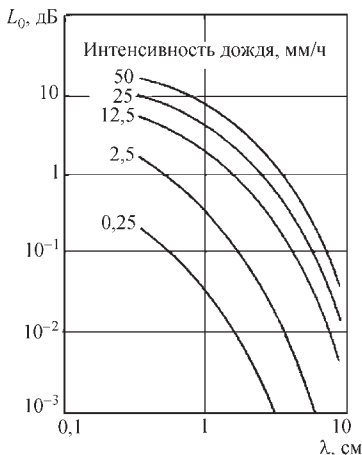


Рис. 9.2.4. Поглощение радиоволн, вызываемое дождем на трассе длиной 1 км

Уровень шумов на входе приемной системы определяется собственными шумами входных устройств приемника, потерями в элементах антенно-фидерного устройства (АФУ) и внешними шумами, вызываемыми тепловым излучением атмосферы, поверхности Земли, Галактики и дискретных космических источников: Солнца и Луны.

Атмосферные шумы на высоких частотах обусловлены поглощением энергии радиоволн в газах тропосферы и атмосферных образованиях (облаках, дожде, тумане). Интенсивность этих шумов зависит от длины пути радиосигнала в среде. На рис. 9.2.5 представлены графики зависимости яркостной температуры стандартной атмосферы T_a от длины радиоволны λ и угла места ϵ антенны, рассчитанные для средних условий европейской части территории РФ. На этом же рисунке приведены графики зависимости от длины волны яркостной температуры космического излучения, соответствующей галактическому центру $T_{k \max}$ и «холодному» небу вблизи Галактики $T_{k \min}$. Представленные графики могут быть использованы для приближенных оценок влияния атмосферы и галактических шумов на эффективную температуру шума на входе приемного устройства.

Из рис. 9.2.5 следует, что при длинах волн менее 10 см атмосферный шум преобладает над галактическим. При $\lambda = 1,35$ см и $\lambda = 0,5$ см имеют место максимумы яркостной температуры атмосферы, вызываемые резонансным излучением паров воды и молекул кислорода.

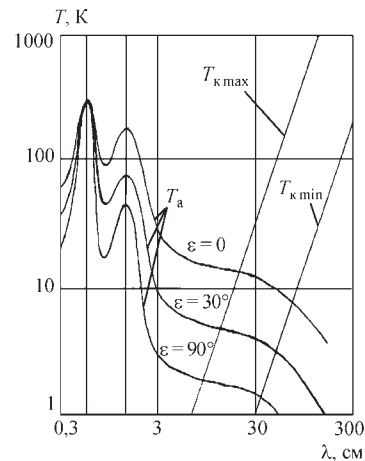


Рис. 9.2.5. Температуры излучения стандартной атмосферы и галактического фона

Поверхность Земли также излучает радиошумы с эквивалентной температурой около 290 К, которые могут приниматься наземными антеннами по боковым лепесткам диаграммы направленности. Для крупноразмерных антенн, работающих при больших углах места, влияние теплового излучения поверхности Земли на эффективную температуру шума на входе приемного устройства будет мало.

Таким образом, анализ выражения (9.2.2) и рис. 9.2.3...9.2.5 показывает, что оптимальный диапазон радиоволн с точки зрения обеспечения наилучших энергетических характеристик космических радиоканалов и достижения максимальной дальности связи с КА наземными средствами соответствует длинам волн от 2 до 30 см. В этом диапазоне эффективная температура внешних шумов, вносимых излучением атмосферы Земли и космического пространства, составит 5...30 К, а интегральное поглощение энергии радиоволн в тропосфере при отсутствии осадков не превысит 1 дБ при средних углах места антенны.

Кроме указанного диапазона возможна организация космической связи с ДКА в миллиметровом, субмиллиметровом и оптическом диапазонах волн в «окнах прозрачности» атмосферы Земли.

Для снижения эквивалентной температуры собственных шумов на входе приемной системы наземной станции применяют малошумящие квантово-параметрические или молекулярные усилители высокой частоты, охлаждаемые с помощью криогенных устройств до температуры жидкого гелия. При этом в лучших усилителях, используемых в современных радиотехнических комплексах дальней космической связи, достигается температура шума 10...20 К.

Значение произведения $\Delta f q_n$ в формуле (9.2.2) зависит от скорости передачи информации, вида модуляции сигнала, метода кодирования и выделения принятого сигнала, а также от допустимого значения вероятности ошибок приема информации. С точки зрения наилучшего использования энергии радиолинии оптимальными являются многопозиционные ортогональные цифровые сигналы и фазовая манипуляция несущей частоты.

В современных радиотехнических системах минимальное значение $\Delta f q_n$ составляет $(3...4)F$ при вероятности ошибки приема сигнала 10^{-3} , где F — скорость передачи цифровой информации, дв. ед./с.

9.2.1.5. Антенные системы для дальней космической связи

Наибольшее применение в наземных комплексах космической связи получили полнотоворотные параболические антенны и антенные решетки, образованные из нескольких антенн.

Важнейшими характеристиками антенн, определяющими энергетику радиолиний, являются коэффициент направленного действия КНД и эффективная площадь $S_{эф}$ зеркала антенны, связанные между собой выражением

$$\text{КНД} = \frac{4\pi S_{эф}}{\lambda^2},$$

где $S_{эф} = K_{и.п} S$, S — геометрическая площадь раскрытия зеркала; $K_{и.п}$ — коэффициент использования площади. Коэффициент использования площади характеризует качество конструкции и изготовления антенны и определяется формой распределения амплитуды и фазы радиоволн в раскрытии зеркала.

Получено следующее приближенное выражение для зависимости КНД антенны от отклонения формы зеркала от расчетной вследствие неточности его изготовления, а также вследствие деформаций, вызванных собственной массой антенны, ветровыми нагрузками и неравномерностью солнечного нагрева ее конструкции [1]:

$$\text{КНД} = K_0 \left(\frac{\pi d}{\lambda} \right)^2 \exp \left[- \left(\frac{4\pi \sigma d}{\lambda} \right)^2 \right], \quad (9.2.3)$$

где σ — относительная точность изготовления зеркала, $\sigma = \delta/d$; δ — среднее квадратическое отклонение реальной поверхности зеркала от расчетной; d — диаметр зеркала антенны; K_0 — коэффициент использования площади антенны при отсутствии отклонений формы зеркала от расчетной.

Выражение (9.2.3) имеет экстремум относительно λ : КНД достигает максимального значения — $\text{КНД}_{\max} = K_0/43,5\sigma^2$ при $\lambda_{\text{опт}} = 4\pi\sigma d$. При заданных значениях σ и d величина $\lambda_{\text{опт}}$ является оптимальной рабочей длиной волны для антенны. При $\lambda < \lambda_{\text{опт}}$ КНД, а следовательно, и $S_{эф}$ быстро уменьшаются и антенна перестает эффективно работать.

Относительная точность изготовления лучших образцов современных крупноразмерных параболических антенн составляет $(1...2) \cdot 10^{-5}$ (для $d = 70 \text{ м}$ $\delta \approx 0,7...1,4 \text{ мм}$).

В реальных условиях значение среднего квадратического отклонения формы зеркала от расчетной из-за деформаций, вызванных гравитационными, ветровыми нагрузками и солнечным нагревом, для антенн диаметром 60...70 м может превышать указанные значения в несколько раз. Эти факторы являются серьезным препятствием на пути увеличения размеров антенн данного типа. Для повышения энергетического потенциала радиолиний дальней космической связи рациональным является создание многоэлементных антенных решеток из антенн относительно небольшого размера и когерентное сложение мощностей сигналов, принимаемых каждой антенной.

В настоящее время в мире функционирует ряд уникальных полноповоротных параболических антенн большого диаметра, используемых в составе радиотехнических комплексов дальней космической связи и в целях радиоастрономии. Самая крупная из них построена в Германии — радиотелескоп астроно-

мического института имени Макса Планка вблизи Бонна с диаметром зеркала 100 м. Данный радиотелескоп имеет очень высокие характеристики среди антенн такого класса. В табл. 9.2.1 представлены характеристики некоторых больших параболических антенн, эксплуатируемых в различных странах мира.

Максимальный размер бортовых антенн дальних КА ограничен диаметром обтекателя ракеты-носителя при жесткой конструкции зеркала и составляет 4...5 м. В настоящее время достигнуты большие успехи в изготовлении раскрывающихся параболических антенн зонтичного типа. При этом требуемые точности сохранения формы параболоида для $\lambda = 3$ см обеспечиваются при диаметре антенны до 10 и более метров.

С учетом особенностей, характерных для радиокомплексов дальней космической связи, построены НКУ ДКА НАСА США, ЕКА и создается перспективный НКУ ДКА Роскосмоса.

9.2.1. Характеристики больших параболических антенн

Расположение (город, страна)	Диаметр зеркала, м	Эффективная площадь, м ²
Эффельсберг, Германия	100	5500
Голдстоун, США	70	2600
Мадрид, Испания	70	2600
Канберра, Австралия	70	2600
Паркс, Австралия	64	1900
Усуда, Япония	64	1900
Джодрел Бенк, Англия	76	2000
Евпатория, Россия	70	2600
Уссурийск, Россия	70	2600
Медвежьи озера, Россия	64	1900
Калязин, Россия	64	1900

9.2.2. НАЗЕМНЫЕ РАДИОТЕХНИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ

9.2.2.1. Виды информационного обмена между бортом КА и ЦУП

В период активного существования КА между КА и ЦУП осуществляется регулярный информационный обмен. Обмениваемую информацию можно разделить на отдельные виды. Для каждого из них существуют свои требования по объемам, скоростям, видам кодирования, надежности и т.д. В связи с этим предъявляются определенные требования к радиотехническим системам, как бортовым, так и наземным, предназначенным для передачи и приема каждого из видов информации.

Выделяют следующие виды информации обмена:

1. Телеметрическая информация, поступающая с КА на наземные радиотехнические системы и содержащая в себе данные о работе бортовых систем КА.

2. Командно-программная информация, поступающая из ЦУП на бортовые радиотехнические комплексы (БРТК) и содержащая данные о программах и командах, которые должны быть выполнены на КА.

3. Информация квитирования канала, поступающая с БРТК в ЦУП и сообщающая о правильности принятой на борту КА командно-программной информации.

4. Измерения текущих навигационных параметров (ИТНП), позволяющие определять параметры траектории КА.

5. Аудиоинформация, поступающая с борта КА в ЦУП и обратно, позволяющая обеспечить переговоры между бортом КА и ЦУП для пилотируемых кораблей и станций.

6. Видеоинформация между бортом КА и ЦУП и в обратном направлении — ЦУП—борт КА.

7. Информация для сверки наземного и бортового времени.

8. Информация, поступающая с полезной нагрузки КА в ЦУП. Во многом данный вид информационного обмена подобен передаче телеметрической информации, но в силу ряда специфических особенностей данный вид информационного обмена часто выделяют в особый вид — целевая (специальная) информация.

9.2.2.2. Командно-измерительные системы

К настоящему времени разработаны и функционируют командно-измерительные системы (КИС) непосредственного и ретрансляционного информационного обмена с КА [6]. Системы непосредственного информационного обмена обеспечивают управление КА только в зонах прямой радиовидимости. Для оперативной связи с КА вне зоны прямой радиовидимости созданы ретрансляционные системы, обеспечивающие управление КА-абонентами через спутник-ретранслятор (СР) или систему СР.

По дальности действия КИС подразделяются на системы ближнего (0,2...6 тыс. км), среднего (6...60 тыс. км) и дальнего (свыше 60 тыс. км) космоса.

В состав КИС входит наземная станция (НС) и бортовая аппаратура (БА), содержащие в качестве элементов антенные системы, высокочастотные приемопередающие устройства, низкочастотную аппаратуру приема и передачи (кодирования, декодирования) информации, информационно-вычислительный комплекс, аппаратуру обеспечения безопасности информации в радиолинии, аппаратуру измерения и обработки текущих навигационных параметров КА, устройства обмена данными с взаимодействующими системами (бортовыми и наземными), систему электропитания, аппаратуру системы единого времени.

Кроме того, в НС КИС могут входить управляющий вычислительный комплекс, аппаратура определения собственных координат

НС (для перевозимых вариантов исполнения НС), средства сервисного обеспечения. В состав КИС входит также контрольно-проверочная аппаратура.

КИС могут работать в режиме с запоминанием информации и в транзитном режиме. В первом случае информация из ЦУП поступает в запоминающее устройство КИС заблаговременно перед сеансом связи с КА. Во втором случае информационный обмен между ЦУП и КА осуществляется с помощью НС КИС, используемой в качестве ретранслятора информации.

Технические характеристики современных КИС [5–9]:

скорость передачи командно-программной информации — 100...1000 бит/с, скорость передачи ТМИ — 1000...32 000 бит/с. В отдельных режимах работы КИС и в ретрансляционных системах скорость обмена информацией обеспечивается на уровне до 128 000...256 000 бит/с, что связано с необходимостью передачи больших объемов телеметрической и специальной информации;

вероятность ошибки на один бит информации — 10^{-4} ... 10^{-6} ;

достигнутая к настоящему времени точность ИТНП характеризуется предельными погрешностями по дальности 2...3 м; по радиальной скорости $(1...2) \cdot 10^{-3}$ м/с;

среднеквадратическая ошибка сверки и фазирования бортовой шкалы времени (БШВ) — 0,2 мс;

среднее время наработки на отказ для радиоэлектронной аппаратуры (РЭА) — 500...5000 ч;

время вхождения в связь с КА — 10...40 с.

Особенностями функционирования КИС являются более высокие, чем общепринятые в радиоэлектронных системах (РЭС) других назначений, требования по вероятности доведения информации и необходимость обеспечения управления КА в нештатных ситуациях и при потере ориентации КА.

Кроме этого, выбор характеристик радиолиний КИС требует учета большого числа различных факторов. Большие протяженности космических радиолиний и ограниченные возможности бортовых систем обуславливают необходимость использования на наземных станциях остронаправленных антенн, применения малощумящих усилителей СВЧ, выбора рационального диапазона рабочих частот, обеспечивающего минимум потерь энергии сигнала при распространении.

Параболические антенные системы НС КИС в зависимости от назначения и дальности радиосвязи имеют следующие размеры (диаметры): для управления КА ближнего космоса — 2,5...5,5 м; для управления КА среднего космоса — 5...12 м; для управления КА дальнего космоса — до 70 м. Мощности передатчиков НС КИС составляют от 200 Вт до 100 кВт.

Для исключения возможности стороннего вмешательства в процесс управления КА в КИС применяются помехоустойчивое кодирование и аппаратура аутентификации. Используемые в современных КИС широкополосные шумоподобные сигналы с полосой от единиц до десятков мегагерц обладают высокими характеристиками помехоустойчивости и обеспечивают функционирование радиоканалов в условиях помех, превосходящих на 20...30 дБ уровень сигнала.

Выбор диапазона частот радиолиний КИС [4, 5] определяется условиями распространения и поглощения радиоволн в атмосфере, уровнем шумов на входе приемной системы, дисперсией радиоволн в ионосфере, электромагнитной совместимостью спутниковых систем радиосвязи с наземными РЭС, габаритно-массовыми параметрами и характеристиками надежности элементов приемопередаточной аппаратуры.

В соответствии с целевым назначением командно-измерительные системы могут быть представлены следующими классами:

КИС дальнего космоса, обеспечивающие управление лунными и межпланетными КА;

КИС, обеспечивающие управление КА пилотируемых программ;

КИС, обеспечивающие управление автоматическими КА ближнего и среднего космоса;

КИС служебного обслуживания УКВ-диапазона, обеспечивающие управление малыми и простыми КА ближнего космоса.

Характеристики КИС дальнего космоса [7–9]: мощность передатчика — от 5 до 20 кВт; коэффициент усиления антенны — более 50 дБ; диапазоны частот — S, X; предельные погрешности измерений дальности КА — 3...20 м, радиальной скорости — 0,3...2 мм/с; скорость передачи командно-программной информации — до 4 кбит/с; скорость приема информации — 1000...130 000 бит/с; вид сигнала — непрерывный; вид модуляции — амплитудная (АМ) и фазовая (ФМ); шумовая температура приемника ~ 10...40 К.

КИС пилотируемых программ обеспечивают управление пилотируемыми КА, транс-

портными кораблями обслуживания, долговременными орбитальными станциями и разгонными блоками в непосредственном и ретрансляционном режимах.

Характеристики КИС непосредственного управления [7–9]: дальность действия — до 40 000 км; мощность передатчика — от 0,2 до 1 кВт; коэффициент усиления антенны ~32 дБ; диапазоны частот — L, S; предельные погрешности измерений дальности — 20 м; предельные погрешности измерений радиальной скорости — 1 см/с; темп выдачи команд — 1 команда за 2 с; скорость приема телеметрических измерений (ТМИ) — 3200 и 25 600 бит/с. В режиме с временным уплотнением в структуре единых цифровых потоков обеспечивается передача информации на борт КА со скоростью до 128 000 бит/с и прием информации с борта КА со скоростью до 256 000 бит/с; вид сигнала — непрерывный широкополосный; вид модуляции — кодоимпульсная (КИМ) и фазовая манипуляция (ФМн); шумовая температура приемника ~ 240 К.

Характеристики КИС ретрансляционного управления: дальность действия — до 40 000 км; мощность передатчика — от 0,2 до 2 кВт; коэффициент усиления антенны ~ 64 дБ; диапазон частот — Ku; предельные погрешности измерений дальности — 50 м; предельные погрешности измерений радиальной скорости — 3 см/с; скорость передачи информации на КА — до 128 000 бит/с, с КА — до 256 000 бит/с; вид сигнала — непрерывный широкополосный; вид модуляции — КИМ — ФМн; шумовая температура приемника ~ 90 К.

КИС управления автоматическими КА ближнего и среднего космоса обеспечивают управление наиболее многочисленной орбитальной группировкой КА различного назначения.

Характеристики КИС ближнего космоса [7–9]: дальность действия — до 6000 км; мощность передатчика — 0,2...1 кВт; коэффициент усиления антенны — ~ 47 дБ; диапазон частот — C; предельные погрешности измерений дальности — 10...15 м; предельные погрешности измерений радиальной скорости — 3...6 см/с; скорость передачи информации на борт КА — 230 бит/с, с борта КА — 375 бит/с; вид сигнала — непрерывный широкополосный; вид модуляции — ФМн; шумовая температура приемника ~ 240 К.

Характеристики КИС среднего космоса: дальность действия — до 60 000 км; мощность

передатчика — 0,2...3 кВт; коэффициент усиления антенны ~ 54 дБ; диапазон частот — С; ошибки измерений дальности — 3...10 м; ошибки измерений радиальной скорости — 1...2 мм/с; скорость передачи командно-программной информации — 100 и 1000 бит/с; скорость приема ТМИ — 1000, 8000 и 32 000 бит/с; вид сигнала — непрерывный широкополосный; вид модуляции — КИМ — ЧМн (частотная манипуляция) — ФМн, ФМн; шумовая температура приемника ~ 70 К.

КИС служебного обслуживания обеспечивает управление малыми КА, не требующими сложных технологических операций управления.

Характеристики КИС служебного обслуживания: дальность действия — до 6000 км; мощность передатчика — 250 Вт; коэффициент усиления антенны ~ 10 дБ; диапазон частот — УКВ; ошибки измерения радиальной псевдоскорости ~5 см/с; скорость передачи информации — до 50 бит/с; вид сигнала — непрерывный широкополосный; вид модуляции — КИМ — ЧМн — АМ.

Основные направления развития КИС предполагают [4...9]:

повышение устойчивости функционирования КИС в условиях мешающих воздействий;

снижение массогабаритных характеристик бортовой и наземной (в подвижном исполнении) аппаратуры КИС;

унификацию, сокращение номенклатуры КИС.

9.2.2.3. Радиотехнические

и квантово-оптические средства измерения текущих навигационных параметров КА

Средства навигационных измерений, используемые в наземном автоматизированном комплексе управления, предназначены для получения информации о положении и скорости космических аппаратов в целях уточнения элементов орбит и последующего прогнозирования движения КА, а также для обеспечения сличения бортовых и наземных хранителей частоты и времени.

В НАКУ для проведения навигационных измерений применяются радиолинии многофункциональных командно-измерительных систем, а также специализированные средства радио- и оптического диапазонов волн.

Навигационные параметры КА определяются по результатам непосредственных из-

мерений информационных параметров КА либо по данным регистрации оптических изображений КА на фоне каталожных звезд. В качестве навигационных параметров используются: дальность L , псевдодальность S , радиальная скорость \dot{L} , радиальная псевдоскорость \dot{S} , угловые координаты КА — склонение δ , прямое восхождение α , азимут A , угол места γ либо два других угла: ϵ_1, ϵ_2 в ортогональных плоскостях, разность дальностей до разнесенных наземных пунктов (косинус угла между направлением на КА и вектором базы двух приемных антенн), разность радиальных скоростей КА относительно разнесенных приемных пунктов (производная по времени от косинуса угла между направлением на КА и вектором базы приемных антенн).

Дальность определяется по групповому запаздыванию импульсного или псевдошумового сигнала либо по фазовому запаздыванию поднесущих частот (в многошкальных системах) [10]. Измеряемое запаздывание принимаемого (формируемого на пункте излучения Н1) и опорного (формируемого на приемном пункте Н2) сигналов в общем случае дополнительно включает [11] начальное рассогласование шкал собственного времени источника и приемника $\Psi_{H2}(t_0) - \Psi_{H1}(t_0)$, а также набег на интервале наблюдения собственного времени за счет разности действительных значений частот источника ω_{H1} и приемника ω_{H2} и релятивистского смещения

$$\Delta\Psi = \int_{t_0}^t \{[\omega_{H2} - \omega_{H1}(t)] + \omega_{H1}(t)R_{H1}^{H2}(t)\} d\tau_{H2}.$$

Скорость релятивистского смещения шкалы времени излучателя относительно шкалы времени приемника в приземной области

$$R_{H1}^{H2} = \frac{1}{2c^2} [\dot{r}_{H1}^2(t_{H1}) - \dot{r}_{H2}^2(t_{H2})] - \frac{1}{c^2} [\Phi_{H1}(t_{H1}) - \Phi_{H2}(t_{H2})],$$

где $\dot{r}_{H1}(t_{H1})$, $\Phi_{H1}(t_{H1})$, $\dot{r}_{H2}(t_{H2})$, $\Phi_{H2}(t_{H2})$ — модуль геоцентрической скорости и гравитационный потенциал пункта излучения и пункта приема соответственно, которые могут быть вычислены с требуемой точностью по априорным данным о положениях и скоростях источника и приемника сигнала.

Неопределенность начального рассогласования и набег шкалы времени источника

сигнала относительно шкалы времени приемника

$$\Delta t_{H1H2} = \frac{1}{\omega_{H2}} \left\{ \Psi_{H2}(t_0) - \Psi_{H1}(t_0) - \int_{t_0}^t [\omega_{H1}(t) - \omega_{H2}] d\tau_{H2} \right\}$$

обуславливает получение в случае беззапросных измерений псевдодальности вместо дальности.

Если передающий и приемный пункты совмещены, то $R_{H1}^{H2} = 0$. Если при этом запросный и опорный сигналы формируются от единого генератора, нестабильностью которого в течение времени распространения сигнала можно пренебречь, то $\Delta t_{H1H2} = 0$, т.е. осуществляется измерение суммарной дальности

$$L_c = |\bar{r}_K(t_K) - \bar{r}_{H2}(t_{H2})| + |\bar{r}_K(t_K) - \bar{r}_{H1}(t_{H1})|,$$

где $\bar{r}_{H1}(t_{H1})$, $\bar{r}_K(t_K)$, $\bar{r}_{H2}(t_{H2})$ — геоцентрические радиус-векторы передающего пункта, КА и приемного пункта на моменты времени излучения t_{H1} , переизлучения на борту t_K и приема сигнала t_{H2} .

В разностно-дальномерных системах с измерением разности фаз $\Delta\Psi$ принимаемого с КА сигнала на приемных пунктах Г (главном) и В (ведомом)

$$\Delta\Psi = \frac{\omega_\Gamma}{c} \Delta L_{ГВ} + \omega_\Gamma \Delta t_{ГВ} + \omega_\Gamma \int_{t_0}^t R_\Gamma^B(t) d\tau_\Gamma + \frac{\omega_\Gamma}{c} \Delta L_{ТИ},$$

где $\Delta L_{ГВ}$ — разность дальностей от КА до пунктов Г и В; ω_Γ — действительное значение частоты генератора пункта Г; $\Delta t_{ГВ}$ — начальное рассогласование и набег шкалы времени пункта В относительно шкалы времени пункта Г; R_Γ^B — скорость релятивистского смещения шкалы времени пункта В относительно шкалы времени пункта Г; $\Delta L_{ТИ}$ — приращение разности дальностей за счет распространения сигнала в тропосфере и ионосфере. Функция R_Γ^B может быть вычислена по априорным данным, а величина $\Delta t_{ГВ}$ — включена в состав параметров, уточняемых по результатам измерений.

Если пространственное разнесение приемных пунктов мало, так что

$$c \int_{t_0}^t R_\Gamma^B(t) d\tau_\Gamma \leq \delta\Delta L,$$

где $\delta\Delta L$ — погрешность измерений, и приемные пункты имеют единый эталон частоты и времени, то измеряемая разность псевдодальностей оказывается практически равной разности дальностей. Для КА среднего и дальнего космоса в случае малобазовой системы навигационный параметр можно представить в виде косинуса угла, образованного направлением на объект и вектором базы приемных пунктов $B_{ГВ}$,

$$\cos \vartheta = \frac{c}{\omega_\Gamma} \frac{\Delta\Psi}{B_{ГВ}} + \frac{B_{ГВ}}{2L_\Gamma} \sin^2 \vartheta,$$

где второе слагаемое — поправка на сферичность фронта волны — вычисляется по априорным данным.

Скоростные параметры движения КА определяются по измерениям доплеровского и релятивистского смещения частоты сигнала, излучаемого или когерентно переизлучаемого бортовым приемоответчиком КА. Соотношение связи частоты принимаемого ω_Π и излучаемого ω_I сигналов во внешнем гравитационном поле Земли в первом приближении имеет вид

$$A_{\Pi(I)} = \frac{\omega_\Pi}{\omega_I} = \frac{1 - R_I}{1 - R_\Pi} \frac{dt_I}{dt_\Pi},$$

где $R_{I(\Pi)} = \frac{\dot{r}_{I(\Pi)}}{2c^2} - \frac{\Phi_{I(\Pi)}}{c^2}$; $\dot{r}_{I(\Pi)}$, $\Phi_{I(\Pi)}$ — модуль геоцентрической скорости и гравитационный потенциал пунктов излучения (индекс I) и приема (индекс П) сигнала; производная $\frac{dt_I}{dt_\Pi}$

определяется по времени распространения сигнала от источника к приемнику, выраженному через их координаты.

Беззапросными измерительными системами, имеющими стабильные генераторы частот сигналов, измеряется псевдодальность и псевдоскорость.

В системе беззапросных измерений используется только радиолиния «КА (излучатель) — наземный пункт (приемник)». В этом случае измеренная на интервале $T_H = q/\omega_H$, (q — коэффициент деления частоты ω_H опорного сигнала, формируемого от генератора наземного пункта) разность частот принятого с КА $\omega_{KH}(t)$ и опорного сигналов

$$N = \int_t^{t+T_H} \left[\omega_{KH}(t) - \omega_H - \frac{\omega_H}{m} \right] d\tau_H$$

определяет среднее значение функционала

$$\bar{A}_2 = \frac{N}{q} + \frac{m-1}{m} - \frac{\Delta\omega}{\omega_H} \bar{A}_2,$$

где $\Delta\omega$ — разность действительных частот излучаемого с КА и опорного сигналов; m — коэффициент деления частоты опорного сигнала при гетеродинировании принимаемого сигнала.

С другой стороны, через величину \bar{A}_2 выражается средняя радиальная скорость КА:

$$\begin{aligned} \bar{L}_2 &= \frac{L_2(t+T_H) - L_2(t)}{T_H} = \\ &= c(1 - \bar{A}_2) - cR_H^K - \Delta\dot{L}_{2ТИ}, \end{aligned}$$

где R_H^K — скорость релятивистского смещения шкалы времени КА относительно шкалы времени наземного пункта; $\Delta\dot{L}_{2ТИ}$ — скорость изменения задержки сигнала в тропосфере и ионосфере.

Выделив неизвестное относительное значение разности частот генераторов КА и наземного пункта $\Delta\omega/\omega_H$, навигационный параметр — радиальную псевдоскорость $\bar{S}_2 = \bar{L}_2 - c \frac{\Delta\omega}{\omega_H}$ — определяют по результатам прямых измерений:

$$\bar{S}_2 = c \left(1 - \frac{N}{q} - \frac{m-1}{m} \right) - cR_H^K - \Delta\dot{L}_{2ТИ}.$$

В системах измерений радиальной скорости излучаемый передающим пунктом (Н1) сигнал принимается на борту КА (К) и переизлучается с коэффициентом когерентного преобразования частоты l . На приемном пункте (Н2) производится измерение смещения частоты принятого сигнала $\omega_{Н2Н1}(t)$ относительно запросного $\omega_{Н1}$

$$N = \int_t^{t+T_H} \left[\omega_{Н2Н1}(t) - l \left(\omega_{Н1} - \frac{\omega_{Н1}}{m} \right) \right] dt \tau_H$$

на мерном интервале $T_H = \frac{q}{\omega_{Н1}}$.

Среднее значение отношения принимаемой и излучаемой частот, выраженное через результаты измерений и аппаратурные параметры, $\bar{A} = \frac{N}{lq} + \frac{m-1}{m}$ определяет среднюю на интервале T_H радиальную скорость:

$$\bar{L} = c \frac{1 - \bar{A}}{2} - \Delta L_{ТИ},$$

$$\text{где } \bar{L} = \frac{L_c(t+T_H) - L_c(t)}{2T_H}.$$

В системе измерений разностно-скоростных параметров для главного пункта (Г) результаты измерений разности частот принимаемого с борта КА и опорного сигналов на интервале T_Γ по собственному времени этого пункта интерпретируются аналогично системе беззапросных измерений. Для ведомого пункта (В) измерения необходимо редуцировать к собственному времени пункта Г:

$$\begin{aligned} N_B &= \int_t^{t+T_B} [\omega_{KB}(t) - \omega_B] dt \tau_B = \\ &= \int_t^{t+T_\Gamma} [\omega_{KB}(t) - \omega_B] [1 - R_\Gamma^B] dt \tau_\Gamma, \end{aligned}$$

где t — текущее время.

Тогда по разности полученных радиальных псевдоскоростей КА относительно пунктов В и Г может быть сформирован навигационный параметр:

$$\bar{S}_\Gamma - \bar{S}_B = \bar{L}_\Gamma - \bar{L}_B - c \frac{\omega_B - \omega_\Gamma}{\omega_\Gamma} - cR_\Gamma^B.$$

Для малобазовой системы с общим эталоном частоты $\omega_B = \omega_\Gamma$, а $cR_\Gamma^B < \delta\Delta\dot{L}$, где $\delta\Delta\dot{L}$ — погрешность измерений. В этом случае непосредственно определяется разность радиальных скоростей, которая может быть пересчитана в производную от косинуса угла, образованного направлением на КА с пункта Г и вектором базы $V_{ГВ}$,

$$\cos \bar{\theta} = \frac{\bar{L}_\Gamma - \bar{L}_B}{V_{ГВ}}.$$

В радиотехнических угломерных системах пеленгационного типа горизонтальные координаты КА — азимут и угол места (либо их функционалы ϵ_1 и ϵ_2) — снимаются с валов вращения антенны в режиме автосопровождения КА. В квантово-оптических системах положение КА привязывается к системе экваториальных координат, заданных сетью каталожных (опорных) звезд. При этом положение линии визирования КА определяется угловыми датчиками телескопа, откалиброванными по каталожным звездам.

Состав и класс точности навигационных измерений основных наземных средств ИТНП, применяемых при выведении и орбитальном полете КА, приведены в табл. 9.2.2. Классификация измерительных средств по точности измерений представлена в табл. 9.2.3.

К системам навигационных измерений предъявляются требования по составу навигационных параметров, точности, дискретности и достоверности измерений. Точностные характеристики задаются для каждого навигационного параметра через допустимую величину сильнокоррелированной (систематической) погрешности и среднее квадратическое отклонение слабокоррелированной погрешности при определенных интервалах осредне-

ния непосредственно измеряемых параметров сигнала. Дискретность определяется шагом выдачи независимых (в смысле шумовых погрешностей) значений навигационных параметров, сформированных по измерениям. Достоверность задается через долю числа получаемых в сеансе навигационных параметров, удовлетворяющих требованиям по точности при отсутствии и наличии организованных помех.

Исходными при определении требований к ИТНП служат необходимые для решения целевых задач космическими аппаратами точности определения по результатам измерений и прогнозирования элементов орбит на заданный интервал времени. Ошибки определения

9.2.2. Основные характеристики средств навигационных измерений НАКУ

Тип средства	Диапазон частот	Область применения	Состав ИТНП	Класс точности навигационных измерений			
				ПТ	СТ	ВТ	ПрТ
Импульсная система ИТНП	ДМ	БК	L, A, γ	—	L, A, γ	—	—
Мнопараметрическая система	С	БК	$L, \dot{L}, \cos\theta_{1,2}, \dot{\cos}\theta_{1,2}$	—	—	$L, \dot{L}, \cos\theta_{1,2}$	$\dot{\cos}\theta_{1,2}$
Подсистема ИТНП КИС автоматических КА	ДМ, С	БК, СК	$L, \dot{S}, \varepsilon_1, \varepsilon_2$	$\varepsilon_1, \varepsilon_2$	L, \dot{S}	—	—
Подсистема ИТНП КИС КА навигации и связи	С	БК, СК	L, \dot{L}	—	—	L	\dot{L}
Подсистема ИТНП КИС пилотируемых КА и РБ	ДМ	БК, СК	L, \dot{L}	—	L, \dot{L}	—	—
Подсистема ИТНП КИС малых КА	М	БК	\dot{S}	\dot{S}	—	—	—
Подсистема ИТНП РТК ЦДКС	ДМ, С	ДК	L, \dot{L}, \dot{S}	—	L	\dot{L}, \dot{S}	—
Подсистема ИТНП ретрансляционных КИС	ДМ, С	БК, СК	L, \dot{L}	—	L, \dot{L}	—	—
КОС	0,5 мкм	БК, СК	$L, \alpha, \delta, A, \gamma$	—	—	—	$L, \alpha, \delta, A, \gamma$

Обозначения: М, ДМ, С, мкм — метровый, дециметровый, сантиметровойый, микронный диапазоны волн; ДК, СК, БК — дальний, средний, ближний космос; ПТ, СТ, ВТ, ПрТ — пониженная, средняя, высокая и прецизионная точности измерений.

9.2.3. Классификация средств ИТНП по точности измерений

Класс точности средства ИТНП	Предельная погрешность измерения навигационных параметров				
	Дальность, м	Радиальная скорость, псевдоскорость, мм/с	Угловые координаты		Скорость изменения направляющих косинусов, 1/с
			горизонтальные экваториальные	направляющие косинусы	
Прецизионной точности (ПрТ)	До 1	До 1	До 2"	До $5 \cdot 10^{-6}$	До $1 \cdot 10^{-8}$
Высокой точности (ВТ)	1...10	1...10	От 2" до 2'	$(0,5...5) \cdot 10^{-5}$	$10^{-8}...10^{-7}$
Средней точности (СТ)	10...100	10...100	2...5'	$(0,5...3) \cdot 10^{-4}$	$10^{-7}...10^{-6}$
Пониженной точности (ПТ)	Более 100	Более 100	Более 5'	Более $3 \cdot 10^{-4}$	Более 10^{-6}

и прогнозирования движения КА зависят от состава и точности ИТНП, структуры измерительного комплекса, программы проведения измерений, а также от погрешностей в модели движения КА (полноты и точности учета гравитационного поля Земли, притяжения Луны и Солнца, вариаций плотности атмосферы и других возмущающих факторов) [12], погрешностей геодезической привязки измерительных средств, погрешностей привязки ИТНП к единому времени.

При выборе состава измерений учитываются необходимость обеспечения маневров КА, требуемая оперативность навигационных определений после маневра, высота полета КА и информативность измеряемых навигационных функций для данного класса орбит. При использовании шестипараметрических измерительных систем орбита может быть определена по данным, полученным с одного наземного пункта за короткое время. Вместе с тем навигационный контроль низкоорбитального КА после его маневра может проводиться с одного пункта по измерениям трех-четырёхпараметрической системой в разнесенных сеансах в пределах одной зоны видимости КА. Возможность же контроля траектории с разнесенных наземных пунктов в течение 2–3 витков полета КА позволяет решать задачу с использованием одно-двухпараметрических систем. Для низкоорбитальных КА большую информативность имеют измерения скоростных параметров движения, однако с увеличением высоты орбиты она быстро падает. Информативность измерений дальности остаёт-

ся высокой во всем диапазоне околоземных орбит КА. Угловые измерения представляют существенную ценность при определении параметров орбиты низкоорбитальных КА малопунктовым измерительным комплексом на одном витке полета, а также при однопунктной схеме навигационного контроля геостационарных КА. Для измерительной системы существенным качественным показателем является ее универсальность в смысле применимости при навигационном контроле возможно большего числа типов КА, что в первую очередь следует иметь в виду при задании состава измеряемых параметров (с учетом их реализуемости). Например, для средневысотных КА предпочтительным параметром является дальность. Совмещение режимов измерений дальности и радиальной скорости (псевдоскорости) не приводит к значительному усложнению системы, но позволяет эффективно ее использовать для навигационного контроля геостационарных, средневысотных и низкоорбитальных КА.

Шаг выдачи измерений задается исходя из того, чтобы во время сеанса удовлетворялись условия теоремы Котельникова применительно к воспроизведению навигационной функции по дискретным отсчетам ее значений.

При задании точностных характеристик средств навигационных измерений предварительно оценивается достижимый радиотехническими и квантово-оптическими средствами уровень точности. Затем с использованием аппарата линейной оценки [13] либо имитационных моделей определяются составляю-

щие ошибок прогноза движения КА из-за сильнокоррелированных и слабокоррелированных погрешностей измерений при реализуемых уровне точности, составе и дискретности измерений для возможной (или предпочтительной) пространственной структуры измерительного комплекса и программы измерений. Определяются также составляющие ошибок прогноза из-за погрешности параметров расцели движения КА, геодезической привязки измерительных средств и временного обеспечения.

Суммарные погрешности определения параметров движения сопоставляются с допустимыми. Оценивается возможность удовлетворения требованиям по точности контроля движения рассматриваемой совокупности типов КА при заданном уровне знания гео- и астрофизических постоянных, геодезического и временного обеспечения. Выявляется необходимость включения в вектор уточняемых по навигационным измерениям величин отдельных параметров модели движения КА и геодезических данных. Для эффективного определения орбит с расширенным составом уточняемых величин необходимо, чтобы собственный вклад погрешностей навигационных измерений был в 2–3 раза меньше вклада погрешностей априорного значения уточняемых параметров. При расширении вектора уточняемых параметров возрастает влияние слабокоррелированных погрешностей. Целесообразно задавать требования к средним квадратическим отклонениям измерений такими, при которых их вклад в ошибки определения орбит будет в 3–10 раз меньше вклада сильнокоррелированных погрешностей.

Совершенствование средств навигационных измерений НАКУ в ближайшей перспективе будет предусматривать внедрение ретрансляционных подсистем ИТНП высокой точности, беззапросных систем координатных и скоростных измерений, повышение точности дальнометрии КА в радиодиапазоне для космических навигационных систем, снижение ограничений на работу квантово-оптических систем по освещенности и повышение точности лазерной дальнометрии КА на основе дисперсионных методов. Развитие средств навигационного контроля КА в целом будет осуществляться с учетом перспектив использования на КА ближнего космоса аппаратуры потребителей космической навигационной системы (типа ГЛОНАСС и GPS).

9.2.2.4. Радиотелеметрические системы

Радиотелеметрические средства (РТМС) предназначаются для сбора, преобразования, запоминания и передачи измерительной информации с объектов ракетно-космической и ракетной техники (РКТ и РТ), ее приема, регистрации и выдачи в каналы связи, на средства обработки и отображения.

Физические величины (телеметрируемые параметры), характеризующие состояние и функционирование объектов РКТ и РТ, условно подразделяются на два типа: медленноменяющиеся (ММП) и быстроменяющиеся (БМП) параметры [14]. Как правило, БМП отображают вибрационные, виброударные, акустические воздействия на бортовую аппаратуру и конструкцию ракет-носителей (РН), межконтинентальных баллистических ракет (МБР) и разгонных блоков (РБ). ММП (давления, температуры, уровни, расходы и т.д.) измеряют как на космических аппаратах, так и на РН, МБР и РБ.

В соответствии с таким разделением телеметрируемых параметров начиная с середины 1950-х гг. разрабатывались и последовательно внедрялись в состав бортовых средств измерений на КА, РН, МБР и РБ, вводились в эксплуатацию на измерительных пунктах НАКУ и полигонов радиотелеметрические системы типа «Трал» и РТС-9 для измерения ММП и типа БРС-4 для измерения БМП. Эти системы используются также при подготовке изделий на заводах-изготовителях, технических и стартовых комплексах. Связь бортовых и наземных радиотелеметрических средств на указанных объектах осуществляется по кабелю, а также по радиоканалу.

При выведении объектов на орбиту и их орбитальном полете телеметрическая информация (ТМИ) передается по радиоканалу «объект — наземные средства приема и регистрации». При этом радиоканал может быть автономным («бортовая РТМС — наземная РТМС») или совмещенным с радиоканалом КИС. Передача ТМИ о ММП в настоящее время осуществляется в основном цифровом (двоичном) виде. ТМИ о БМП по радиоканалам РТМС типа БРС-4 и «Орбита» передается в аналоговом виде.

В настоящее время пункты эксплуатации Минобороны России, а также Роскосмоса (космодром Байконур) оснащены унифицированными малогабаритными станциями (МПРС). Средства типа РТС9 (МА-9МКТМ-4, МА-9МКТМ-1, МА-9МК) и системы типа

«Трал» и БРС-4 (ПРА, ПРА-МК) практически на всех измерительных пунктах выведены из эксплуатации.

Станции МПРС сопряжены со всеми существующими антенными системами, эксплуатируемыми на измерительных пунктах полигонов (космодромов) и НАКУ — «Кедр», «Дельта», «Жемчуг-МС», «Изумруд», Б-529М, ТНА-57У (П/У, КР-Д).

Прием ТМИ обеспечивается в диапазонах радиоволн МI, МII, МIII, ДI, ДII, ДIV в структурах радиосигналов БРС-4 («Сириус», «Скут-40» с информативностью 32 000 изм./с, «Скут-40» с информативностью 64 000 изм./с), «Орбита ТМ» («Орбита-IV МО»), «Пирит», РТС9ВИМ, РТС9Ц, БИТС2, БИТС2Ц, БИТС2Т, БАТС2Т, «Трал-П2», CCSDS.

МПРС предназначена для решения задач приема и регистрации двух разночастотных сигналов ТМИ с разнесением поляризации или приема четырех сигналов ТМИ с разнесением по частоте бортовых систем типа БРС-4, «Орбита», «Пирит», «Трал», систем стандарта CCSDS;

приема и регистрации четырех сигналов ТМИ с разнесением по частоте бортовых систем типа БРС-4 (кроме «Скут-40»), РТС9, «Орбита-ТМ», «Пирит», «Трал-П2», систем стандарта CCSDS;

приема и регистрации двух сигналов ТМИ с разнесением по частоте бортовой аппаратуры системы БРС-4 «Скут-40» — 64 тыс. изм./с;

сопряжения с линиями связи и передачи потребителям сокращенных и полных потоков ТМИ с использованием применяемых систем и форматов обмена данными;

регистрации ТМИ для радиотелеметрических систем с цифровым способом передачи данных с вероятностью ошибки не хуже 10^{-4} на измерение (10^{-5} на бит);

приема ТМИ в структуре системы «Орбита» с информативностью 3145 728 бит/с, РТС9 (БИТС, «Пирит») с информативностью 1024 000 бит/с, БРС-4 с информативностью до 640 000 бит/с, РТС9ВИМ с информативностью до 256 000 изм./с и «Трал-П2» с информативностью до 6000 изм./с.

Важным направлением совершенствования ИТС является унификация антенных приемных устройств с учетом необходимости освоения в ближайшей перспективе новых (дециметровых, сантиметрового), а в более отдаленной перспективе — миллиметрового и оптического диапазонов радиоволн.

Миниатюризация аппаратуры, снижение ее массы, габаритов и энергопотребления, увеличение надежности во многом будут обеспечиваться внедрением в РТМС новейших достижений микро- и оптикоэлектроники, волоконно-световодной техники [15].

В плане обеспечения глобальности и оперативности информационно-телеметрического обеспечения летного эксперимента и штатной эксплуатации РКТ возникает комплекс проблем по созданию и включению в контур информационно-телеметрического обеспечения (ИТО) спутниковой системы ретрансляции телеметрической информации и результатов ее обработки и анализа. Реализация перечисленных выше направлений совершенствования РТМС позволит существенно повысить эффективность ИТО.

9.2.2.5. Системы и средства переговорной и телевизионной связи с экипажами пилотируемых КА

Система централизованной связи с экипажами пилотируемых КА предназначена для обеспечения дуплексной телефонной открытой связи Центра управления полетом с экипажами КА типа «Союз» и Международной космической станции (МКС) через наземные и корабельные станции радиосвязи в УКВ-диапазоне. Система построена по радиально-узловому принципу с центром управления системой в ЦУП и периферийными станциями, расположенными на наземных пунктах НАКУ, измерительных пунктах космодрома и на судах плавучего измерительного комплекса.

Режимы централизованной связи обеспечиваются с использованием наземных и спутниковых каналов связи между ЦУП и периферийными станциями [16].

Периферийная станция включает в себя передающее, приемное, антенное устройства и пульт управления.

Технические характеристики станции

Диапазон частот, МГц.	120...150
Мощность передатчика, Вт.	150...250
Вид модуляции	Частотная
Число каналов:	
через наземные станции	2
через корабельные станции	1
Дальность связи, км	2000...3000

Основные направления развития предусматривают повышение помехоустойчивости связи [17] за счет перехода в диапазон дециметровых волн, использования режимов псевдослучайной перестройки рабочей частоты, перехода с аналоговой на цифровую форму передачи речевых сигналов по каналам связи.

Наземная система телевизионного (ТВ) обеспечения экипажа пилотируемых КА предназначена для обмена телевизионными информацией КА типа «Союз» и МКС с Центром управления полетом через наземные станции.

Система построена по радиально-узловому принципу с центром управления ТВ-системой (ЦУТС), расположенным в центральной ТВ-аппаратной и связанным каналами связи с ТВ-средствами ЦУП, приемопередающими станциями, расположенными на наземных пунктах НАКУ и измерительных пунктах космодрома.

Режимы централизованной связи обеспечиваются с использованием наземных и спутниковых широкополосных каналов связи между ЦУТС, приемопередающими и приемными станциями, а также аппаратуры коммутации и распределения ТВ-информации, установленной в ЦУТС [18].

В состав наземной ТВ-станции входят передающее, приемное и антенное устройства, пульт управления и каналобразующая аппаратура.

Технические характеристики станции

Диапазон частот, МГц	400...450
Мощность передатчика, Вт.	90
Вид модуляции	Частотная
Число каналов	1
Дальность связи, км	2000
Вид изображения	Цветное (стандарт SEKAM)

Основные пути развития системы телевизионного обеспечения направлены на повышение качества принимаемого изображения за счет [19] увеличения энергетического потенциала радиолинии, перехода с аналоговой на цифровую форму передачи ТВ-сигналов по каналам связи.

9.2.3. СРЕДСТВА СИСТЕМЫ ЕДИНОГО ВРЕМЕНИ

Средства системы единого времени (СЕВ) НАКУ предназначены для обеспечения сигналами единого времени и эталонными

частотами командно-измерительных, телеметрических и специальных систем; часофикации командных пунктов, штабов и технологических зданий КИП [23].

Задачи, решаемые средствами СЕВ:

формирование и хранение шкалы времени (ШВ);

синхронизация формируемой ШВ относительно ШВ UTC России;

формирование и выдача потребителям кодов и меток времени, опорной дискретной сетки частот (эталонных частот);

контроль и отображение на табло оцифровки текущего времени.

Эталонные частоты и ШВ, выдаваемые средствами СЕВ, формируются хранителями времени на основе выходных сигналов высокостабильных кварцевых, цезиевых и рубидиевых стандартов частоты (задающих генераторов). В целях обеспечения единства формируемых эталонных частот и ШВ средства СЕВ осуществляют периодическую привязку формируемой ШВ относительно национальной ШВ UTC России по радиосигналам средств передачи сигналов единого времени и эталонных частот (наземные радиостанции ДВ-, СДВ-, КВ-диапазонов, космическая навигационная система (КНС) ГЛОНАСС) Государственной системы единого времени и эталонных частот России (ГСЕВЭЧ) «Цель» [24–27].

КИП НАКУ КА оснащены современной аппаратурой наземных стационарных приемных пунктов (НСПП) СЕВ 2-го и 3-го классов точности. Показатели качества функционирования аппаратуры приведены в табл. 9.2.4.

Взаимодействие приемных пунктов (ПП) СЕВ КИП НАКУ с автоматизированным центром управления системой «Цель» (АЦУС) осуществляется периодически в целях контроля метрологических характеристик задающих генераторов и уточнения поправок на время распространения сигналов единого времени на СДВ-, ДВ-радиотрассах путем транспортирования на ПП СЕВ самолетом перевозимых квантовых часов (ПКЧ), синхронизированных относительно ШВ UTC России.

Показатели качества ПП СЕВ КИП НАКУ:

точность синхронизации ШВ относительно ШВ UTC России — обеспечивается ГТХ средств передачи сигналов времени системы «Цель» и приемной аппаратуры ПП СЕВ;

точность автономного хранения ШВ — обеспечивается наличием в составе ПП СЕВ высокостабильных задающих генераторов;

9.2.4. Показатели качества функционирования аппаратуры наземных стационарных приемных пунктов СЕВ

Показатель	2-й класс точности	3-й класс точности
<i>Режим автоматического управления частотой и шкалой времени аппаратуры по сигналам ГНС ГЛОНАСС/GPS</i>		
Предельная погрешность синхронизации шкалы времени, мкс, не более	0,2	1,0
Относительная погрешность опорного генератора по частоте при $\tau_{и} = 1$ сут, не более	$\pm 3 \cdot 10^{-13}$	$\pm 5 \cdot 10^{-12}$
<i>Режим автономного функционирования аппаратуры</i>		
Среднеквадратическая погрешность привязки шкалы времени по сигналам ГНС/ДВ РНС/СДВ, мкс, не более	(0,05...0,1)/(1,4...17/5)	
Среднеквадратическая относительная случайная вариация частоты (нестабильность σ):		
при $\tau_{и} = 1$ сут, не более	$1 \cdot 10^{-13}$	—
при $\tau_{и} = 1000$ с, не более	—	$3 \cdot 10^{-12}$
Предельная погрешность автономного хранения шкалы времени на интервале $\tau_{хр} = 30$ сут, мкс, не более	3	100
<i>Во всех режимах функционирования</i>		
Вероятность безотказной работы	0,99 за 3 мес.	0,99 за 1 мес.
Коэффициент оперативной готовности за 12 ч работы	0,995	
Потребление мощности по цепям (220 \pm 22) В, 50 Гц/(27 \pm 5) В, В·А/Вт, не более	700/270	600/200
Назначенный срок службы, годы	15	
Гарантийный срок службы, годы	5	

надежность и непрерывность выдачи потребителям сигналов единого времени и эталонных частот — обеспечивается возможностью автономной работы ПП СЕВ, резервированием задающих генераторов и хранителей времени, наличием системы бесперебойного аварийного электропитания (от аккумуляторов).

Перспективы совершенствования СЕВ НАКУ предусматривают создание и внедрение: автоматической малогабаритной аппаратуры потребителей частотно-временной информации 3-го и 4-го классов точности, в том числе для перебазируемых средств;

средств передачи и приема сигналов времени и частоты по каналам волоконно-опти-

ческих линий связи (ВОЛС) для синхронизации ШВ удаленного потребителя в пределах одного объекта на расстоянии до 10 км.

9.2.4. СИСТЕМА СВЯЗИ И ПЕРЕДАЧИ ДАННЫХ НАКУ

Система связи и передачи данных (ССПД) НАКУ предназначена для обеспечения обмена данными, телефонными, телеграфными и телевизионными сообщениями в интересах управления наземными средствами и орбитальными группировками КА, взаимодействия с объектами научного, народно-хозяйственного и специального назначения, а

также в интересах международного сотрудничества.

В состав ССПД входят [20] подсистемы обмена данными, телефонной связи, телеграфной связи, связи с пилотируемыми КА, телевизионной связи.

Подсистема обмена данными включает в себя подсистемы передачи командно-программной информации, передачи траекторных измерений, передачи данных информационно-телеметрического обеспечения, передачи полных потоков телеметрической информации.

Указанные подсистемы базируются на использовании наземных и корабельных узлов связи, каналов проводной, спутниковой и КВ-радиосвязи.

Технические характеристики ССПД:

время доведения сообщений $t_d = 40...60$ с с вероятностью $P_d = 0,95$;

скорость передачи по каналам связи $c = 0,05...2048$ кбит/с.

достоверность связи: при передаче данных — коэффициент необнаруженной ошибки на знак $P_{\text{ош}} = 1 \cdot 10^{-6}$, при передаче телеграфных сообщений — вероятность искажения знака $P_{\text{иск}} = 1 \cdot 10^{-3}$, при передаче телефонных сообщений — разборчивость речи по слогам $S = 84$ %;

метод коммутации информации — коммутация каналов и коммутация пакетов (в подсистеме передачи траекторной информации);

метод многостанционного доступа к ретранслятору КА связи — МДЧР.

Узлы и средства связи размещаются на ЦКП, ЦУП, КИП и кораблях плавучего измерительного комплекса.

В состав типового узла связи КИП входят:

средства каналообразования (аппаратура первичного и вторичного уплотнения, станции спутниковой связи);

средства оперативно-командной связи (телефонной, телеграфной, громкоговорящей, факсимильной и др.);

средства передачи данных (аппаратура передачи командно-программной, траекторной и телеметрической информации);

средства радиосвязи (приемный и передающий радиоцентры);

средства автоматизированного управления узлом связи.

В отличие от систем связи общего применения системе связи и передачи данных НАКУ присущи следующие особенности:

1. Более высокие, чем общепринятые в системах связи других целевых назначений, требования по оперативности и надежности доведения отдельных видов технологической информации (разовых команд и программ управления КА), выполнение которых в настоящее время обеспечивается за счет использования закреплённых каналов связи и соответствующей аппаратуры передачи данных.

2. Необходимость передачи полных потоков телеметрической информации и телевизионных изображений, что потребовало организации широкополосных трактов передачи информации со скоростью до 2048 кбит/с с использованием средств спутниковой и проводной связи.

Основные направления развития ССПД предусматривают всестороннее совершенствование и развитие системы, которые планируется осуществить прежде всего в рамках создания автоматизированной системы обмена информацией между взаимодействующими центрами, пунктами и средствами НАКУ КА, построенной на принципах сети с коммутацией пакетов. Она обеспечит повышение оперативности и устойчивости информационного обмена абонентов НАКУ КА при минимальных затратах и имеющейся элементной базе.

В последующем развитие ССПД НАКУ КА предполагается осуществлять по следующим направлениям:

1. Обеспечение заданной эффективности функционирования на основе:

широкого применения средств связи общего назначения;

применения средств обмена данными, использующих адаптивные методы защиты от ошибок и методы маршрутизации сообщений, обеспечивающих требуемую производительность при коммутации информации;

создания средств управления связью, обеспечивающих автоматические сбор, обработку, отображение и документирование информации, автоматизацию процесса принятия решения и выдачи управляющих команд;

создания средств интеграции различных видов связи с применением единых цифровых методов передачи, коммутации и аутентификации информации для перехода к цифровой системе интегрального обслуживания.

2. Обеспечение заданной надежности связи на основе:

комплексного применения каналов различных родов связи — спутниковой, провод-

ной, радиосвязи КВ- и УКВ-диапазонов, волоконно-оптической, радиорелейной;

комплексного применения различных методов коммутации информации;

коммутации каналов, пакетов;

создания и применения средств связи повышенной помехозащищенности, обеспечивающих возможность работы в сетях пакетной радиосвязи [21].

3. Обеспечение заданной оперативности и глобальности связи на основе:

создания системы и средств спутниковой связи с пропускной способностью каналов до 40,96 Мбит/с;

создания комплекса технических средств передачи данных со скоростью передачи по каналам до 64 кбит/с и производительностью не менее 1000 пакетов в секунду;

создания линий межспутниковой связи и расширения зоны обслуживания связью.

Реализация указанных направлений позволит:

1. Повысить вероятность доведения сообщений в заданные сроки P_d до 0,99.

2. Уменьшить время доведения сообщений t_d до (3...5) с.

3. Обеспечить прозрачный доступ абонентов любого типа друг к другу, единую систему адресования абонентов и унифицированные протоколы доступа в сеть [22].

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Глазов Б.И. Автоматизированное управление в больших кибернетических системах. М., МО СССР, 1981.393 с.

2. Калинин В.Н., Резников Б.А. Теория систем и управления (структурно-математический подход). Л., ВИКИ, 1978. 417 с.

3. Цвиркун А.Д., Акинфиев В.К., Филиппов В.А. Имитационное моделирование в задачах синтеза структуры сложных систем (оптимизационно-имитационный подход). М., 1985. 174 с.

4. Крохин В.В. Информационно-управляющие космические радиолинии. М., 1993.

5. Зенкевич О.А. Энергетические характеристики космических радиолиний. М.: Советское радио, 1972.

6. Космические радиотехнические комплексы / С.И. Бычков, Д.П. Лукьянов и др.; под ред. С.И. Бычкова. М.: Советское радио, 1967.

7. Космические траекторные измерения / под ред. П.А. Агаджанова, В.Е. Дулевича, А.А. Коростылева. М.: Советское радио, 1969.

8. Олянюк П.З. Оптимальный прием сигналов и потенциальная точность космических измерительных комплексов. М.: Советское радио, 1973.

9. Точность измерения параметров движения космических аппаратов радиотехническими методами / С.Д. Сильвестров, В.М. Лазарев и др.; под ред. С.Д. Сильвестрова. М.: Советское радио, 1970.

10. Основы радионавигационных измерений / В.А. Губин, Н.Ф. Клюев, А.А. Костылев и др. Изд-е МО СССР, 1987.

11. Чаплинский В.С. Приложение релятивистской теории к задачам траекторных измерений космических аппаратов // Космические исследования. Т. XXIII. Вып. 1. М., Академия наук, 1985.

12. Эльясберг П.Е. Определение движения по результатам измерений. М.: Наука, 1976.

13. Жданюк Б.Ф. Основы статической обработки траекторных измерений. М.: Советское радио, 1978.

14. Мановцев А.П. Введение в цифровую радиотелеметрию. М.: Энергия, 1967.

15. Волоконно-оптические датчики: Пер. с японск. Л.:Энергоатомиздат, 1991.

16. Системы радиосвязи / под ред. Н.И. Калашникова. М.: Радио и связь, 1988.

17. Босслер Р., Дойч А. Проектирование сетей связи. М.: Радио и связь, 1988.

18. Красильников Н.Н. Теория передачи и восприятия изображений. М.: Радио и связь, 1986.

19. Советов Б.Я., Яковлев С.А. Построение сетей интегрального обслуживания. Л.: Машиностроение, 1990.

20. Помехоустойчивость и эффективность систем передачи информации / А.Г. Зюко и др. М.: Радио и связь, 1988.

21. Шварц М. Сети связи. Протоколы, моделирование и анализ. М.: Наука, 1992.

22. Радиотехнические системы / А.И. Дымова и др. М.: Советское радио, 1975.

23. Радиотехническая система единого времени / И.И. Акулов и др. М., Изд-е МО СССР, 1971.

24. Эталонные сигналы. Характеристики и программы передач через радиостанции, телевидение и сеть звукового вещания. Бюл. сер. В, ГКВЭЧ. М., 1992.

25. Синхронизация мер времени и частоты по сигналам спутниковых радионавигационных систем / А.А. Шебанов и др. М.: Изд-во стандартов, 1992.

26. **Стандарты** частоты и времени на основе квантовых генераторов и дискриминаторов / под ред. Б.П. Фатеева. М.: Советское радио, 1978.

Глава 9.3

ЦЕНТР УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ. ЦЕЛИ, ЗАДАЧИ, СТРУКТУРА, ОРГАНИЗАЦИЯ

9.3.1. ОСОБЕННОСТИ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ

В соответствии с распределением задач управления КА, решаемых на борту КА и на Земле, в ЦУП сосредоточены все виды работ по управлению КА, которые по тем или иным причинам не решаются на борту. При этом предполагается, что КА состоит из двух частей: первая часть — КА как некоторая платформа, на которой размещается полезная нагрузка, и вторая часть — аппаратура, решающая те задачи, ради которых и создавался КА, являющаяся полезной нагрузкой. Обими частями КА необходимо управлять. При этом нужно помнить, что каждая из них имеет свои особенности. Они могут быть столь значительными, что в ряде случаев управление этими частями КА осуществляется из разных мест и в таком случае КА имеет два центра управления: центр управления той частью КА, которая обеспечивает его функционирование как платформы, и центр, реализующий управление полезной нагрузкой.

Естественно, что между этими двумя центрами имеет место тесное взаимодействие, обеспечивающее их функционирование как единого органа управления.

Однако, учитывая, что во многих случаях обе эти задачи решаются в рамках одного центра, а также то, что управление служебными системами и полезной нагрузкой имеет много общего, основные структуры того и другого центров в основном повторяются и организация работ в том и другом центрах также подобна, в дальнейшем для простоты изложения будем считать, что те и другие задачи решаются в рамках одного центра.

9.3.2. ОСНОВНЫЕ ЗАДАЧИ, РЕШАЕМЫЕ В ЦУП

Разделим задачи, решаемые в ЦУП, в зависимости от того места, которое они занимают в этапах управления КА, следующим образом:

1. Организация приема и выдачи информации (связные задачи).
2. Организация работ по всем видам планирования.
3. Организация работ по обеспечению управления базовыми процессами.
4. Организация работ при возникновении аварийных или нештатных ситуаций на борту КА. Рассмотрим кратко каждый из этих видов задач.

9.3.2.1. Связные задачи

В зависимости от вида КА и задач, стоящих перед ним, с борта КА поступает информация, различающаяся по виду, по объемам и скорости передачи. В соответствии с этим в ЦУП может поступать информация по телеграфным, телефонным, телевизионным и широкополосным каналам, по специализированным высокоскоростным каналам.

В содержательном отношении это может быть аудиоинформация, видеоинформация, навигационная информация, телеметрическая информация как от различных бортовых служебных систем, так и от полезной нагрузки, информация обратного канала командной радиолнии (квитанции о получении командно-программной информации — КПИ), сверка времени.

Информация может поступать как в аналоговом, так и в цифровом виде.

На выход из ЦУП поступает КПИ для управления служебными системами и приборами полезной нагрузки КА, аудио- и видеоинформация, сигналы точного времени (синхронизация бортового и наземного времени).

9.3.2.2. Управление базовыми процессами

При рассмотрении управления базовыми процессами ввиду особенностей функционирования КА выделяются процессы, связанные с движением КА в пространстве. К ним может относиться как движение центра масс КА, так и его ориентация.

Организационно и технически решение задач навигации КА осуществляется несколько иначе, чем управление остальными базовыми процессами. Они обычно решаются самостоятельными организационными и техническими структурами. Поэтому будем рассматривать раздельно решение задач навигации КА и управления остальными процессами.

Навигация КА

Исходная навигационная информация о движении КА поступает от наземных станций, проводящих траекторные измерения. Поступившая в ЦУП навигационная информация расшифровывается и поступает в вычислительные комплексы, в которых решаются следующие задачи:

- определение параметров движения КА и прогнозирование их на требуемый интервал времени;

- расчет корректирующих импульсов или маневров;

- расчет обширной информации, используемой в дальнейшем при всех видах планирования полета;

- расчет параметров спуска КА;

- расчет необходимой баллистической информации для наземных станций слежения за КА, расчет баллистических данных для проведения экспериментов.

Управление системами КА

Информация обо всех остальных базовых процессах КА поступает в ЦУП в виде потока телеметрической информации. На борту КА с помощью бортовых телеметрических систем информация от телеметрических датчиков, осуществляющих измерения различных параметров базовых систем, собирается в единые телеметрические массивы и через бортовую радиотехническую систему передается по радиотракту на станции приема информации на Земле, откуда они уже поступают в ЦУП. В ЦУП телеметрическая информация проходит следующие стадии обработки: предварительную обработку, сводящуюся к раскодированию информации и устранению сбоев и помех, вызванных радиоканалом; формирование массивов по целевому назначению; перевод информации в физические значения.

Далее информация поступает в систему анализа, в которой для процесса каждого вида решаются задачи оценивания (оценка состояния процесса), задачи идентификации (если это необходимо), задачи управления (если соответствующий базовый процесс управляемый).

Решение задач приема и обработки телеметрической информации осуществляется специализированными телеметрическими комплексами, реализованными на базе электронно-вычислительных машин (ЭВМ). Ана-

лиз состояния бортовых систем и расчет необходимых управлений, если таковые требуются, осуществляются на специализированных вычислительных системах.

При решении задач идентификации помимо вычислительных систем применяются также моделирующие комплексы, построенные на основе принципа имитационного моделирования, а также физического моделирования, вплоть до комплексных стендов, целиком моделирующих КА.

Информация об управлении базовыми процессами собирается в единые массивы данных и затем передается на борт КА в сеансах связи для ее последующего исполнения.

9.3.2.3. Планирование работ с КА

Организация работ КА по решению поставленных перед ним задач осуществляется на этапе планирования полета. Так как время существования КА составляет от одного года до десятка лет, а на каждый временной интервал определены задачи, которые он должен решать и способы их решения, то планирование разделяется соответственно на долгосрочное стратегическое — на весь оставшийся интервал времени существования (стратегическое планирование), на среднесрочное (тактическое) и оперативное (включающее суточное планирование и планирование каждого сеанса связи). Естественно, что все эти три вида планирования полета КА различаются степенью точности и конкретизации. Стратегическое планирование определяет общие задачи, решаемые на каждом интервале времени существования КА, и в целом определяет ресурсы, необходимые для достижения поставленных целей. На этапе тактического планирования решаемые задачи формулируются более конкретно, с учетом состояния систем КА, располагаемых ресурсов и тех задач, которые были поставлены на этапе стратегического планирования.

По существу же, задача координации систем управления базовыми процессами решается на этапе оперативного планирования. На этом этапе исходя из состояния базовых процессов, определяемого на основании данных, полученных от систем идентификации и оценивания базовых процессов, а также в результате решения задач прогнозирования состояния этих процессов на планируемый интервал времени, сформулированных на этапе тактического планирования, уточняются, а е-

ли нужно, то и перераспределяются цели, которые должны быть достигнуты системой управления каждым базовым процессом. При этом следует отметить, что все указанные действия относятся не только к служебным системам КА, но и к его полезной нагрузке.

9.3.2.4. Аварийные и нештатные ситуации

Не всегда развитие процессов на борту КА протекает так, как запланировано. Когда это происходит, то говорят о появлении нештатной ситуации. При подготовке к управлению КА просматривается не только штатное, заранее предусмотренное поведение бортовых систем, но также рассматриваются случаи наиболее вероятных отказов. Для таких случаев заранее разрабатываются сценарии поведения, предусматриваются необходимые для этого случая ресурсы. Поэтому, если на борту КА произошла нештатная ситуация из разряда ожидаемых, то это событие несущественно изменяет режим функционирования систем управления КА в целом, и работу ЦУП в частности. Однако возможны такие изменения в базовых процессах, которые не предусмотрены заранее. Их называют аварийными ситуациями. Последствия таких изменений могут быть очень значительны. В этом случае проводятся следующие виды работ. Прежде всего задействуются необходимые средства и персонал для идентификации этого базового процесса и определяется модель, описывающая его новое состояние. Далее с использованием данной модели оценивается, как будут развиваться события в целом, на основании чего принимаются решения о дальнейшем управлении. Оно может быть сведено к изменению целей, которые должны быть достигнуты КА, доработке отдельных систем в ЦУП и, если это возможно, на борту КА (если борт КА обитаемый или посещаемый), общему изменению плана.

9.3.3. ОСНОВНЫЕ ФУНКЦИОНАЛЬНЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ ЦУП

Задачи управления, рассмотренные в подразд. 9.3.2, решаются системами ЦУП, в которых можно выделить следующие составные части: технические средства; электронно-вычислительные комплексы; программно-математические средства; организационную структуру; рабочие помещения и залы управления с универсальными рабочими мес-

тами, со средствами индивидуального и коллективного отображения; комплексные моделирующие стенды. Рассмотрим кратко каждую из них.

9.3.3.1. Технические средства ЦУП

К техническим средствам ЦУП можно отнести:

- средства связи, которые включают все виды связи внутри ЦУП и обеспечивают связь между всеми сотрудниками ЦУП, принимающими участие в управлении. Это может быть как аудио-, так и видеосвязь;

- межмашинную связь;

- внешнюю связь, обеспечивающую все виды необходимого информационного взаимодействия со всеми участниками управления КА, а также с самим КА;

- средства отображения информации на большие экраны (средства коллективного отображения). На эти средства отображается специальная информация, телевизионная информация, информация всех видов из вычислительных комплексов;

- средства отображения информации на рабочие места специалистов, участвующих в управлении полетом КА (средства индивидуального пользования). Помимо информации, выдаваемой на средства коллективного пользования, на индивидуальные средства отображения выдается также рабочая информация, необходимая специалисту данного рабочего места для полноценного участия в процессе управления КА;

- средства, обеспечивающие нормальное функционирование всех технических средств ЦУП, а также создающие комфортные условия для сотрудников ЦУП. К ним относятся системы кондиционирования, водоснабжения, гарантированного электропитания и др.

9.3.3.2. Электронно-вычислительные комплексы ЦУП

Решение всех задач полностью либо частично осуществляется с помощью ЭВМ, объединенных в большие автоматизированные системы различного типа, каждая из которых решает определенный вид задач управления.

Наиболее типичными практически для всех видов ЦУП являются следующие электронно-вычислительные комплексы:

- комплексы баллистико-навигационного обеспечения полета;

- комплексы приема и обработки телеметрической информации;

комплексы анализа телеметрической информации и управления бортовыми системами; комплексы планирования полета; комплексы подготовки КПИ; комплексы выдачи информации на борт КА в сеансах связи.

В зависимости от типа КА, а также особенностей построения ЦУП, состав комплексов может изменяться, но незначительно.

9.3.3.3. Программно-математические средства ЦУП

Каждому специализированному автоматизированному комплексу ЦУП соответствует свое программно-математическое обеспечение. Как правило, оно состоит из трех частей: общего программного обеспечения, включающего операционную систему, трансляторы с алгоритмических языков, редакторы, базы данных и т.д.;

общесистемного программного обеспечения, состоящего из программ, обеспечивающих общесистемные функции в пределах каждого комплекса и, по существу, организующего автоматизированный комплекс как таковой;

специального программного обеспечения, состоящего из программ, решающих конкретную задачу в автоматизированном комплексе, связанную с тем или иным этапом управления.

9.3.3.4. Рабочие помещения и залы управления

Персонал ЦУП, участвующий в управлении, размещается в специализированных помещениях (рабочих комнатах) или в зале управления, куда стекается вся информация об управляемом КА и откуда поступает информация об управлении КА. Каждый специалист ЦУП, участвующий в управлении, имеет свое универсальное рабочее место (УРМ). УРМ представляет собой стойку, на которой расположены средства связи, средства индивидуального отображения с пультом управления, а также терминальные устройства для выхода в информационно-справочную систему (последнее — не для всех УРМ). В залах управления помимо УРМ установлены также средства коллективного пользования.

9.3.3.5. Организационная структура ЦУП

Работу по управлению полетом КА выполняют специалисты, объединенные в некоторую организационную структуру. Облик

данной структуры в большой степени зависит от КА, принятого к управлению, и поэтому может варьироваться в определенных пределах. Тем не менее, существует такая структура, которая имеется в каждом ЦУП. Ее называют главной оперативной группой управления (ГОГУ). Практически для всех КА она построена по единым принципам: единоначалие; ответственность каждого специалиста за конкретную работу; наличие в составе специалиста, отвечающего за выполнение каждого вида работ, связанного с управлением КА.

Состав групп в ГОГУ, общая численность и режим работы зависят от управляемого объекта и могут варьироваться в больших пределах. Так, состав ГОГУ для малых объектов-автоматов составляет несколько десятков человек, а для больших пилотируемых станций достигает нескольких сотен, и даже может насчитывать более тысячи человек.

9.3.3.6. Комплексные моделирующие стенды

На комплексные моделирующие стенды (КМС) возлагаются три главные задачи управления: идентификация аварий и нештатных ситуаций, поиск оптимальных решений по выходу из нештатных ситуаций и проверка правильности подготавливаемого к выдаче на борт КА пакета КПИ.

Определение вида аварии и прослеживание влияния ее результатов на дальнейшее поведение КА во времени, а также нахождение выхода из этой ситуации относят к разряду наиболее сложных задач. Это связано с большой сложностью КА, а также сложной взаимосвязью всех систем КА, поэтому в ряде случаев единственную возможность решить задачу по управлению КА предоставляет КМС, на котором установлены такие же системы, как и на летающем КА. Задавая различные режимы работы КМС, можно решить многие вопросы по управлению КА при возникновении на них аварии.

Проверка пакета КПИ перед отправкой его на борт КА для исполнения является важнейшим средством повышения надежности управления КА.

Вследствие большой сложности КМС часто он размещается не в ЦУП, а на предприятии, являющемся разработчиком КА. В этом случае между ЦУП и КМС устанавливается надежная связь.

9.3.4. КЛАССИФИКАЦИЯ ЦУП

Центры управления полетами космических аппаратов можно различать по многим признакам, но существенных, определяющих важнейшие характеристики ЦУП, — всего несколько. Таковыми являются:

- 1) признак локальности или распределенности ЦУП;
- 2) признак, определяющий этапы функционирования управляемого КА;
- 3) признак, определяющий число одновременно управляемых КА из одного центра;
- 4) признак, определяющий совместное или раздельное управление служебными системами КА и полезной нагрузкой;
- 5) признак сложности управляемого КА;
- 6) признак обитаемости КА (пилотируемый или автоматический).

Признак 1. Принципиально можно рассматривать два варианта построения ЦУП:

когда все элементы ЦУП находятся в одном месте и размещены в одном или нескольких рядом стоящих зданиях (локальный центр управления);

когда территориально различные части ЦУП размещены в пространственно удаленных местах (распределенный центр управления). До 1970-х гг. управление пилотируемыми кораблями велось именно из таких центров. Так, баллистические расчеты проводились в баллистических центрах, территориально существенно удаленных от остальных элементов ЦУП. В начале 1960-х гг. телеметрия для пилотируемых полетов также обрабатывалась в отдаленном месте. В настоящее время распределенное построение ЦУП применяют только для некоторых видов автоматических аппаратов.

Признак 2. Можно выделить два этапа в существовании КА: летно-конструкторских испытаний (ЛКИ) и штатной эксплуатации.

На этапе ЛКИ осуществляется проверка всех систем КА и степени соответствия его техническому заданию, устраняются сбои и неисправности.

На этапе штатной эксплуатации поведение КА должно быть строго регламентировано и детерминировано. При управлении КА на этом этапе оказывается возможным упрощение конструкции ЦУП, уменьшение эксплуатационных расходов при определенном уровне надежности управления. Снижение эксплуатационных расходов происходит благодаря

уменьшению числа задействованных технических средств и уменьшению числа рабочих мест в ЦУП. Поэтому, если рассмотреть два ЦУП, управляющих одним и тем же КА, в ситуации, когда один из них осуществляет управление на этапе ЛКИ, а второй — на этапе штатной эксплуатации, то число сотрудников и количество задействованных средств в этих ЦУП может отличаться на порядок. Соответственно изменяются эксплуатационные расходы на управления КА.

Признак 3. Число одновременно управляемых КА имеет значение при управлении из ЦУП, но наиболее важна разнотипность управляемых КА. Действительно, если управляемых КА несколько, но все они относятся к одному типу, то для управления этими КА можно использовать одни и те же структуры ЦУП. Принципиально иное положение складывается, если управляемые КА относятся к различным типам. Тогда каждый из них предъявляет к ЦУП свои требования, поэтому в общем случае в рамках одного ЦУП придется создавать различные структуры для решения задач одного и того же типа. И это может касаться всех видов структур: технических, вычислительных средств, организационных, программного обеспечения. Поэтому в целом общая наиболее рациональная организация ЦУП того или иного вида может существенным образом отличаться.

Признак 4. Как отмечалось, управление полезной нагрузкой и служебными системами КА возможно как из одного, так и из нескольких центров. Это определяется тем, рационально или допустимо управлять обоими этими процессами из одного центра либо рационально два этих вида управления осуществлять из различных центров. Вследствие подобия в управляющих структурах в том и другом случае иногда рационально эти два вида управления осуществлять из одного центра. Однако количественные характеристики требуемых управляющих структур этих видов процессов КА могут существенно различаться, что может препятствовать управлению и тем и другим из одного центра. Поэтому вопрос об объединении или разъединении управления должен решаться в каждом конкретном случае с учетом всех факторов.

Признак 5. По критерию сложности КА могут на порядок отличаться друг от друга. Достаточно сравнить штатный спутник связи и пилотируемую станцию. С учетом того, что необходимо обеспечить управление каждой бор-

товой системой (каждым базовым процессом), количественно управление простым и управление сложным КА могут различаться на порядки. Естественно, что и наиболее рациональная организация ЦУП в том и другом случае может существенно отличаться.

Признак 6. Наличие на борту КА человека существенным образом смещает приоритеты по управлению. Первое место в управлении пилотируемыми КА отводится надежности управления, обеспечению безопасности, готовности ликвидировать сбой и аварии на борту КА. Поэтому как бы ни сложен был автоматический КА, наличие на борту КА человека в любом случае сместит приоритеты и управление пилотируемым КА практически всегда будет отличаться от управления автоматическими КА.

9.3.5. ПРИМЕРЫ ПОСТРОЕНИЯ ЦУП

Как следует из рассмотренных признаков классификации ЦУП, число вариантов построения ЦУП может быть достаточно велико. Однако можно на примере рассмотрения лишь нескольких ЦУП из этого множества показать эволюцию и принципиальные структурные изменения в ЦУП различных классов. Для управления любым КА ЦУП должен обладать возможностями, указанными в подразд. 9.3.2. Однако каким образом реализовать эти возможности, на базе каких средств и управляющих структур, зависит от того, к какому типу относится конкретный ЦУП. Для того чтобы проиллюстрировать эту зависимость, достаточно рассмотреть лишь несколько типов ЦУП. Из всего множества ЦУП выберем четыре:

ЦУП для управления автоматическими КА на этапе штатной эксплуатации;

ЦУП для управления автоматическими КА на этапе ЛКИ;

ЦУП для одновременного управления множеством автоматических КА различных типов;

ЦУП для управления множеством автоматических КА и пилотируемых КА.

Рассмотрим каждый из них в отдельности.

9.3.5.1. ЦУП для управления автоматическими КА на этапе штатной эксплуатации

Важной особенностью таких ЦУП является крайне жесткая оптимизация по всем параметрам, влияющим на эксплуатационные расходы.

Для ЦУП такого типа важнейшими являются следующие черты: все задействованные средства по возможности являются специализированными; при построении ЦУП исходят из предположения, что КА работает в пределах технического задания (ТЗ) и число нештатных ситуаций, внесенных в полетные документы, лимитировано.

Исходя из этого данный ЦУП должен иметь следующие специализированные системы: баллистико-навигационного обеспечения полета, телеметрического обеспечения полета, анализа состояния бортовых систем, планирования полета, подготовки командно-программной информации и организации автоматической связи между ЦУП и КА.

При этом организуются автоматический прием и выдача информации на командно-измерительные средства НКУ.

Каждая из перечисленных систем состоит из комплекса ЭВМ, объединенных в локальную сеть, оснащенных необходимым программно-математическим обеспечением, а также объединенных между собой в общую вычислительную сеть. За каждой из систем закреплены специалисты соответствующих профилей, которые обеспечивают нормальную работу систем, а также участие в вычислительных процессах в той степени, в какой это предусмотрено условиями функционирования соответствующих систем. Для специалистов предусмотрены необходимые помещения, оборудованные универсальными рабочими местами.

В ряде случаев создается зал управления, где устанавливаются рабочие места большинства специалистов, а также коллективные средства отображения.

Организационная структура характеризуется следующими особенностями: в ГОГУ непосредственно входят все специалисты, участвующие в работе специализированных систем; остальные сотрудники ЦУП создают условия для нормальной работы ГОГУ и систем, используемых ими.

9.3.5.2. ЦУП для управления КА на этапе ЛКИ

На этапе ЛКИ осуществляются проверка всех систем КА во всех режимах функционирования и определение того, насколько они соответствуют ТЗ. Устраняются все сбои, которые обнаружены в системе. Количество работ, которые проводят с КА при управлении им на данном этапе, как правило, во много раз превышает количество ана-

логичных работ, которые проводятся при управлении КА на этапе штатной эксплуатации. Поэтому число телеметрических параметров, глубина исследования бортовых систем и множество возможных схем управления многократно увеличиваются. А это значит, что число требуемых рабочих мест для управления также возрастает.

Помимо чисто количественных характеристик управления появляются также дополнительные качественные требования. Высокая вероятность появления нештатных и даже аварийных ситуаций обуславливает необходимость готовности к выполнению работ, ранее не предусмотренных в программе полета, что может привести к необходимости доработки систем, используемых в ЦУП при управлении. Но в целом принципиально ЦУП, обеспечивающий управление КА на этапе ЛКИ, кроме количественных характеристик, мало чем отличается от ЦУП по управлению КА на этапе штатной эксплуатации.

9.3.5.3. ЦУП для одновременного управления множеством автоматических КА различных типов

Качественные отличия в структуре, организации и технологии работ ЦУП возникают тогда, когда он создается для управления не одним заранее известным КА, а целым классом разнотипных КА. При этом, что очень важно, при проектировании ЦУП такого типа, не всегда заранее известны все виды КА и все виды работ, с которыми ему в дальнейшем, возможно, придется столкнуться. Вариант, при котором ЦУП подобного типа становится механическим объединением различных ЦУП по каждому объекту в отдельности, в этих условиях становится крайне нерациональным, а иногда и невозможным, так как заранее не могут быть известны все КА, принимаемые в ЦУП для управления.

Действительно, в силу подобия управления всеми КА наличие параллельных независимых структур по каждому КА приведет к большому параллелизму в одновременно существующих схемах и структурах, что в конечном счете приведет к повышению общей стоимости ЦУП и удорожанию управления КА. В этом случае наиболее рационально использовать другую систему построения ЦУП.

Суть этого подхода состоит в следующем: вместо специализированной системы по каждому направлению работы ЦУП (теле-

метрическое обеспечение, баллистико-навигационное обеспечение, КПИ и т.д.) создаются некоторые универсальные надсистемы. Эти надсистемы после соответствующей надстройки могут выполнять те же функции и решать те же самые задачи, что и специализированные системы по каждому управляемому КА.

Построение подобных надсистем значительно сложнее и дороже, чем специализированных систем, поэтому эффективность данного варианта построения ЦУП будет достигнута лишь в тех случаях, когда число одновременно управляемых КА не меньше некоторой величины, либо же когда время, отводимое на прием на обслуживание по управлению КА столь мало, что нет возможности создать требуемую совокупность специализированных систем. Структура ЦУП, построенного из надсистем, существенно отличается от ЦУП, построенных из специализированных комплексов. Важное преимущество ЦУП, построенного по подобному принципу, проявляется в тех случаях, когда возникает необходимость управлять КА на этапах ЛКИ, а также при управлении сложными или сверхсложными космическими объектами, аналогичными пилотируемой космической станцией. Ввиду исключительной сложности программ полета таких объектов никогда заранее не известно, какие задачи могут возникнуть в процессе управления ими. Поэтому здесь уже можно говорить не о конкретных задачах, требуемых для управления, а о классе задач, к решению которых нужно быть готовым при подготовке к управлению. При таких предпосылках создание надсистем, способных настраиваться на решение целого класса задач, является единственно правильным выходом. Залы управления и рабочие помещения подобного ЦУП, их оснащение и возможности должны также отличаться максимальной универсальностью, возможностью перенастройки их к требованиям для управления конкретными КА.

В качестве примера построения ЦУП по такому принципу можно рассмотреть ЦУП-М, обеспечивавший управление космической системой «Мир»–«Союз»–«Прогресс», а также управление при стыковке с «Шатлом».

9.3.5.4. ЦУП для управления космическим комплексом «Мир»–«Союз»–«Прогресс»

Космический комплекс «Мир»–«Союз»–«Прогресс» относился к классу наиболее

сложных космических объектов, которые когда-либо запускались человечеством. Поскольку космическая станция «Мир» состояла из шести крупных модулей, массой около 20 т каждый, которые даже в состыкованном состоянии сохраняли элементы самостоятельности, ЦУП должен был уметь управлять восемью элементами одновременно. При этом так как три из них: «Мир», «Союз» и «Прогресс» могли функционировать одновременно совершенно самостоятельно, как независимые объекты, ЦУП должен был обладать возможностью управления одновременно несколькими сверхсложными пилотируемыми объектами. Кроме того, поскольку станция «Мир» постоянно находилась в процессе дооснащения (на борту появлялись новые приборы и системы), она постоянно частично находилась в режиме ЛКИ.

Таким образом, мы имели один из самых сложных случаев в управлении, когда требовалось одновременно управлять несколькими сверхсложными объектами, некоторые из которых могли находиться в стадии ЛКИ. Поэтому в структуре организации и функционирования ЦУП можно проследить многие особенности, о которых говорилось выше.

В структуре ЦУП можно выделить две крупные части: главные оперативные группы управления по каждому управляемому объекту; число их не менее трех-четырех; совокупность специализированных служб, в задачи которых входит обеспечение ГОГУ всем необходимым для управления.

Число одновременно управляемых объектов может изменяться в некоторых пределах. Поэтому число одновременно функционирующих ГОГУ также изменяется. Эта часть ЦУП является переменной. Вторая часть ЦУП — множество служб — остается в целом неизменной.

Каждая ГОГУ располагается в своем зале управления, оснащенный универсальными рабочими местами (УРМ). Помимо этого должно существовать определенное количество рабочих помещений для размещения сотрудников ГОГУ, работающих как в оперативном, так и в неоперативном режиме. Все сотрудники каждой ГОГУ должны иметь возможность выходить на связь с требуемыми для их работы абонентами; получать требуемую для их работы информацию о состоянии систем и процессов, происходящих на объекте, в нужном виде через средства индивидуального и коллективного отображения; формировать необходимые

команды для последующей передачи их на борт КА.

Устройства, обеспечивающие реализацию данных возможностей, размещены на панелях УРМ в виде экранов, пультов управления и средств связи.

Все эти возможности должны предоставить службы ЦУП. Состав служб ЦУП следующий:

- 1) служба баллистико-навигационного обеспечения (БНО); служба телеметрического обеспечения (ТМО);
- 2) служба командно-программной информации;
- 3) служба отображения информации на средства коллективного и индивидуального пользования;
- 4) служба внутренней связи;
- 5) служба внешней связи;
- 6) служба энергообеспечения;
- 7) служба жизнеобеспечения.

Каждая служба ЦУП представляет собой некоторое самостоятельное образование, обладающее совокупностью технических средств; автоматизированным комплексом, реализованным на множестве ЭВМ, объединенных в единую сеть, с программно-математическим обеспечением; коллективом специалистов, обладающих всеми необходимыми для работы в данной службе навыками.

Практически в каждую ГОГУ входят специалисты от каждой службы. Тем самым обеспечивается присутствие этих служб в структурах ГОГУ. Каждая служба организует свою работу в соответствии со всеми планами каждой ГОГУ и выполняет все работы в определенном там графике.

Состав технических средств вычислительного комплекса, программно-математического обеспечения, а также персональный состав специалистов каждой службы спроектирован так, чтобы была возможность работать по многим объектам одновременно. Число обслуживаемых объектов от службы к службе может варьироваться в определенных пределах. Так, например, служба БНО может одновременно работать по 20 объектам, служба ТМО — по 10 объектам. Исходя из самой постановки задачи каждая служба должна иметь свой резерв на случай возникновения нештатных и аварийных ситуаций. Для более эффективного использования средств каждой службы требуется подбирать объекты управления, предъявляющие свои требования к оператив-

ности проведения работ. Вследствие этого появляется возможность расширить число объектов, принимаемых на управление.

Подобная структурная организация ЦУП позволила в свое время на фоне управления комплексом «Мир»—«Союз»—«Прогресс» управлять также автоматическими КА «Буран», «Гамма», «Фобос» и принимать участие в частичном управлении КА «Гранат», «Интербол».

9.3.5.5. ЦУП для управления Международной космической станцией

Особенность построения ЦУП для управления Международной космической станцией (МКС) определяется спецификой самого управляемого объекта — МКС. В соответствии с идеологией построения МКС станция в ее окончательном виде, по существу, представляет собой два сегмента — российский (РС) и американский (АС), каждый из которых является космической системой, способной существовать самостоятельно. Сегменты объединяются в единую космическую станцию переходным отсеком, который помимо функции объединения двух внутренних пространств сегментов обеспечивает объединение их энергетических и информационных систем. В случае необходимости предусмотрена возможность расстыковки сегментов, в результате чего образуются две независимые пилотируемые станции.

Управление функционированием каждого из сегментов осуществляется ЦУП каждой из стран — участниц международной программы в соответствии с национальной принадлежностью сегмента. И если ограничиться рассмотрением данной стадии управления, то построение российского ЦУП аналогично ЦУП, который управлял космическим комплексом «Мир»—«Союз»—«Прогресс».

Однако поскольку МКС представляет собой единую космическую систему, необходимо обеспечить согласованные действия двух ЦУП. Помимо этого при наличии двух ЦУП и, соответственно, двух независимых наземных автоматизированных комплексов управления предоставляется возможность повышения надежности управления за счет дублирования. В результате этого система управления представляет собой интегрированную систему из двух ЦУП (российского и американского), объединенных надежными линиями связи. Тем самым для каждого на-

ционального ЦУП предоставляется возможность связываться со своим сегментом напрямую как через свой национальный НАКУ, так и через НАКУ страны-партнера. Естественно, что для организации подобной возможности помимо чисто технических возможностей требуется внесение дополнения в организационную структуру управления МКС. Сущность этого дополнения состоит в появлении в каждом национальном центре организационных структур страны-партнера, способных выполнять основные функции управления своим сегментом, используя возможности НАКУ другой службы. Как показала практика управления МКС, возникло уже две ситуации, когда для управления американским сегментом была задействована группа американских специалистов, размещенных в российском ЦУП.

Таким образом, при управлении МКС была впервые использована интегрированная система из двух ЦУП. Тем самым была продемонстрирована эффективность данной схемы управления, что, безусловно, может быть использовано при управлении сложными международными проектами в будущем.

9.3.5.6. Краткие сведения о центрах управления полетами стран, участвующих в освоении космического пространства

Государства, активно работающие в области освоения космического пространства, имеют свои центры управления полетами, техническое и общесистемное программное обеспечение которых принципиально не различаются. Это позволяет им без особых затрат интегрироваться в единую международную сеть. Перечень основных центров управления приведен в табл. 9.3.1. Основное принципиальное отличие перечисленных центров заключается в наличии специального программного обеспечения (алгоритмы обработки и анализа информации, подготовки командно-программных воздействий) и специальных программно-аппаратных комплексов, обеспечивающих сбор и предварительную обработку информации с собственных станций слежения. Особо следует выделить ЦУП Китайской Народной Республики, о которых в КНР публикуют минимум информации и пока не проявляют активности в их интеграции в международную сеть.

9.3.1. Центры управления полетами

Страна	Агентство	Название центра	Город	Назначение
РФ	РКА	ЦУП-М	Королев	Обеспечение управления пилотируемыми комплексами (РС МКС), КА научного и социально-экономического назначения («Метеор-3М», «Фотон-М», «БелКа» и др.), запуска КА по программе «Морской старт»
РФ	РКА	ЦУП–РККЭ	Королев	Обеспечение управления полетами искусственных спутников Земли (ИСЗ) связи типа «Ямал» (разработка РКК «Энергия»)
РФ	РКА	ЦУП–ГКНПЦ им. М.В. Хруничева	Москва	Обеспечение управления полетом КА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) «Монитор-Э» (разработка ГКНПЦ им. М.В. Хруничева)
РФ	РКА	ЦУП–ЦУС (НИИ ТП)	Отрадное	Управление и обеспечение трафика через низкоорбитальную систему спутниковой связи «Гонец»
РФ	РКА, ГПКС	Красноярск-26	Железногорск	Обеспечение управления спутниками связи типа «Экспресс», «Экран», «Галс»
РФ	ГПКС	ТЦ Шаболовка (технический центр)	Москва	Наземная инфраструктура управления связными ИСЗ
РФ	РКА	ЦУП–МО	Голицино-2 (Краснознаменск)	Управление спутниками связи типа «Молния», ДЗЗ, «Глонасс», АУОС и др.
РФ	РКА	ЦУП–НПО им. С.А. Лавочкина	Москва	Обеспечение управления межпланетными КА
США	НАСА	ЦУП-Х (Центр им. Джонсона)	Хьюстон	Обеспечение управления пилотируемыми комплексами (АС МКС и другими модулями МКС)
США	НАСА	Лаборатория реактивного движения JPL	Пасадена	Обеспечение управления межпланетными КА
США	НАСА	Центр им. Маршалла	Хантсвилл	Обеспечение управления КА научного назначения
США	НАСА	Центр им. Годдарда	Гринбелл	Обеспечение управления автоматическими КА; узел связи для обеспечения пилотируемых программ

Окончание табл. 9.3.1

Страна	Агентство	Название центра	Город	Назначение
Европа	ЕКА	ЦУП-ATV	Оберпфафенхофен	Обеспечение управления грузовым кораблем ATV
Европа	ЕКА	ЦУП-ColCс	Тулуза	Обеспечение управления европейским модулем «Коламбус», ISRO), входящим в состав МКС
Япония	JAXA	—	—	Обеспечение управления японским экспериментальным модулем JEM и транспортным кораблем H-2 (HTV)
Канада	ККА	ЦУП-Х	Хьюстон	Оборудование МКС средствами (манипулятор)
Италия	AST	ЦУП-Х	Хьюстон	Оборудование МКС модулями материально-технического обеспечения: Raffaello, Leonardo, Donatello
Китай	—	—	—	Управление пилотируемыми комплексами и автоматическими аппаратами
Индия	ISRO	—	Бангалор	Управление автоматическими КА

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Лобачев В.И., Почукаев В.Н. Некоторые теоретические аспекты синтеза и анализа центра управления полетом. М., АН СССР, ИКИ, 1988.

Глава 9.4

БАЛЛИСТИКО-НАВИГАЦИОННОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПОЛЕТА КА

Среди всех видов работ по управлению КА особо выделяются работы по управлению непосредственно движением КА — движением его центра масс и относительно центра масс. Значительная удаленность объекта управления от центра управления и огромные скорости его перемещения в пространстве обуславливают необходимость привлечения средств и методов решения задач, кардинально отличающихся от всех традиционно используемых при управлении наземными и

воздушными объектами. В первую очередь это отличие касается сложности математического аппарата, применяемого для решения задач управления движением КА, и высоких требований к оперативности и надежности их решения.

В отечественной литературе для комплекса работ по созданию и эксплуатации программно-математического аппарата решения задач динамики полета в отличие от зарубежного аналога «flight dynamic tasks» («задачи динамики полета») используется термин «баллистико-навигационное обеспечение» управления полетом КА

Баллистико-навигационное обеспечение (БНО) полета КА — раздел космонавтики, объединяющий совокупность задач, методов и алгоритмов их решения, а также набор технологических и вычислительных процедур, необходимых для проведения всего цикла проектно-исследовательских и расчетных работ на этапах подготовки, реализации и анализа космического полета в части, связанной с дина-

микой полета — движением центра масс КА и относительно центра масс.

БНО является важнейшей неотъемлемой частью подготовки и осуществления любой космической программы в целом и полетов отдельных КА в рамках каждой из программ. Достижение целей и выполнение задач в рамках космической программы или конкретным КА, степень сложности этих задач и точность их решения в значительной степени зависят от качества и совершенства методов БНО.

Возникнув в середине 1950-х гг. на базе классических задач механики и астрономии, к настоящему времени БНО сформировалось как самостоятельное направление, которое объединило основные теоретические положения аналитической и небесной механики, общей астрономии, теории вероятностей и математической статистики, теории управления движением, системного анализа и оптимизации сложных процессов, адаптировало методы решения к современным вычислительным средствам и естественным образом включило процесс и результаты решения всего многообразия математических задач в реально функционирующую сложную систему управления.

9.4.1. БАЛЛИСТИЧЕСКИЕ УСЛОВИЯ ПОЛЕТА

Возникновение множества вариантов и модификаций задач в каждом из теоретических направлений БНО обусловлено широким разнообразием условий полета КА по многочисленным программам исследования космоса. Из всего множества условий, при которых проводится полет КА, к баллистическим условиям относят участки полета; типы траекторий на каждом участке; конструктивные характеристики КА и его систем навигации, ориентации и управления, оказывающие влияние на БНО; требования к точности и оперативности навигации и наведения КА.

Обычно разделяют три основных участка движения КА: участок выведения КА на орбиту; орбитальный участок полета; участок спуска КА на поверхность Земли, Луны или планет.

Орбитальный участок полета в свою очередь разделяется на участки пассивного полета и управляемого полета, включая межорбитальные переходы, сближение и стыковку.

Типы траекторий движения на каждом из участков зависят от состава и соотношения сил и моментов сил, действующих на КА.

На участке выведения на ракету-носитель и КА преобладающее воздействие оказывают тяга двигательной установки, гравитационные и аэродинамические силы. Множество траекторий выведения определяется возможностями существующих и проектируемых ракет-носителей, программой управления, гравитационным полем и атмосферой планеты, с которой осуществляется старт КА.

Тип траектории на орбитальном участке полета определяется в первую очередь гравитационными силами со стороны небесного тела, оказывающего наибольшее влияние на движение КА (центрального тела). В связи с этим различают околоземные траектории; межпланетные траектории; траектории перелетов к Луне; траектории искусственных спутников Луны, планет, спутников планет.

Траектории околоземного движения классифицируют дополнительно в зависимости от высоты и формы орбиты. Обычно выделяют: суборбитальное движение в диапазоне высот 100...150 км; низкоорбитальные траектории с высотами 150...500 км; среднеорбитальные траектории с высотами до 20 000 км; высокоорбитальные траектории с высотами более 20 000 км. По форме различают круговые, околокруговые и сильновытянутые эллиптические орбиты. Для орбит с определенными особенностями их расположения относительно Земли или Солнца обычно используются наименования: геосинхронная, геостационарная, солнечно-синхронная.

На высотах ниже 100 км пассивное орбитальное движение ИСЗ практически невозможно, реализуется только управляемое движение при выведении и спуске. В диапазоне высот 100...150 км возможно непродолжительное существование ИСЗ, так как из-за атмосферного торможения спутник быстро теряет высоту. На низких орбитах преобладающее влияние на движение КА помимо гравитационных сил оказывают силы сопротивления атмосферы. С высоты 500 км начинают сказываться силы от других небесных тел, давления солнечного излучения.

Типы управляемого движения на орбитальном участке определяются возможностями двигательной установки и логикой управления. Два основных типа управляемого движения — импульсное управление (чередование участков пассивного полета с короткими участками полета с включенными двигателями большой тяги) и управление с использованием

двигателей малой тяги, работающих достаточно продолжительное время.

Множество траекторий спуска определяется возможностями системы управления в случае управляемого спуска; характеристиками атмосферы и гравитационного поля того небесного тела, на которое совершается посадка; аэродинамическими характеристиками самого спускаемого аппарата.

Требования к точности навигации и наведения зависят от целей и задач полета. Требуемая точность может находиться в достаточно широких пределах: от нескольких сантиметров при БНО специальных КА для сверхточных геодинамических и астрофизических экспериментов до сотен метров на некоторых участках полета орбитальных КА и до десятков километров на межпланетных участках полета. Сложность и объем программно-математического обеспечения весьма критичны к требуемой точности навигации КА. Различны также требования к оперативности БНО — времени, отводимому на обработку поступающей информации и выдачу результатов. Так, на участках выведения, спуска, сближения и стыковки весь комплекс работ по БНО должен проводиться практически в масштабе реального времени. Характерное время решения задач БНО для пилотируемых околоземных автоматических КА — от нескольких минут до десятков минут. На участках межпланетных перелетов на решения может отводиться несколько суток.

9.4.2. ЭТАПЫ БНО И ВЫПОЛНЯЕМЫЕ НА НИХ ОСНОВНЫЕ РАБОТЫ

Результаты решения задач БНО используются на следующих основных этапах подготовки и реализации полета: баллистическое проектирование космических систем и схем полета, баллистическое планирование всего полета и отдельных его участков, оперативное управление полетом, послеполетный анализ, решение научных задач по результатам БНО серии полетов. На каждом из этих этапов требуется проведение определенной совокупности проектно-исследовательских и расчетных работ. Полный перечень этих работ в каждом конкретном случае определяется программой и условиями полета. Ниже приводятся основные работы на перечисленных этапах.

Этап баллистического проектирования.

Баллистическое проектирование является одним из важнейших элементов разработки и

создания космических систем различного назначения; оно включает в себя решение широкого круга задач. Основными из них являются:

выбор и обоснование баллистической схемы полета, в том числе траектории и программы выведения с учетом допустимых зон падения ступеней ракеты-носителя при старте с Земли, возможных окон старта, последовательности переходов на основную (рабочую) орбиту, схемы поддержания рабочей орбиты (коррекция движения), схемы межорбитальных переходов (маневрирование), схемы сближения и стыковки, района и координат точки посадки, схемы и траектории спуска с учетом заданных районов посадки;

исследование точности навигации, выбор и обоснование навигационных измерительных средств и программы измерений, позволяющих контролировать необходимую точность выполнения программы полета на всех его участках;

выбор и анализ достаточности средств и схем управления для решения задач полета с заданной точностью на всех участках;

выбор и обоснование используемых в оперативном БНО методов, алгоритмов, моделей движения и измерений, систем координат, методов их согласования;

планирование научных экспериментов, анализ их выполнимости с учетом движения центра масс КА и относительно центра масс;

анализ возможных нештатных ситуаций на всех участках полета и разработка способов выхода из них.

Процесс баллистического проектирования космических систем из нескольких КА, образующих орбитальную группировку, дополнительно требует решения следующих задач:

определение орбитальных конфигураций, удовлетворяющих требованиям, предъявляемым к системе;

анализ устойчивости орбитальных конфигураций с учетом различного рода возмущений, действующих на КА системы;

выбор стратегий развертывания, поддержания, восстановления системы.

К указанным задачам можно также отнести разделение функций бортового и наземного БНО, определение состава и структуры программных комплексов оперативного БНО, проведение доработок или создание новых программных средств БНО.

Этап баллистического планирования полета.

На этапе баллистического планирования полета конкретного КА проводят:

уточнение и конкретизацию программы полета, схемы управления, программы измерений, программы экспериментов;

моделирование всего полета и отдельных его участков в штатном и нештатных вариантах;

расчет баллистических данных, закладываемых в бортовой контур управления до старта; тестовые испытания оперативного БНО.

Этап оперативного обеспечения управления полетом. Оперативное БНО управления полетом в общем случае требует решения следующих задач:

обработка и анализ навигационных измерений, выполненных различными системами, привлекаемыми к управлению полетом;

определение параметров движения (положения и скорости) КА на начальный момент времени и уточнение при необходимости параметров моделей движения и измерений на всех участках полета по результатам измерений;

прогнозирование параметров движения КА на всех участках полета;

оперативное определение районов падения ступеней ракеты-носителя и районов приземления спускаемых аппаратов в случае прекращения выведения;

оценка точности определения и прогнозирования движения;

оперативный выбор программы измерений;

выбор стратегии управления движением центра масс и относительно центра масс для реальной траектории движения в штатных и нештатных ситуациях с учетом возможных ошибок определения параметров движения и ошибок исполнения управляющих воздействий;

расчет характеристик маневров и коррекций траектории КА, обеспечивающих реализацию заданных параметров орбиты;

подготовка данных для перехода КА на траекторию спуска и для управления на участке спуска;

определение расчетной точки посадки на поверхность планеты и оценка возможных отклонений;

определение районов посадки КА или его фрагментов при возникновении нештатных или аварийных ситуаций;

расчет баллистической информации, необходимой для анализа условий работы бортовых систем;

расчет и выдача баллистической информации, необходимой для планирования операций управления, сеансов связи, для наведения радиотехнических и лазерных средств слеже-

ния, для информационной поддержки всех привлекаемых к управлению полетом служб;

оперативный анализ результатов проведения маневров и коррекций по данным траекторных измерений и телеметрической информации;

анализ условий сближения и спуска, математическое моделирование работы бортовых систем в части автономного решения задач навигации и управления движением;

расчет данных для планирования и проведения научных экспериментов и анализ условий их выполнения;

анализ результатов обработки телеметрической информации, используемой при решении задач динамики полета.

Послеполетный анализ предназначен для обобщения результатов БНО за весь период полета КА по данной программе. На этом этапе решают следующие задачи:

точное восстановление траекторий движения на всех участках полета по совокупности всех измерений с учетом уточненных параметров моделей;

экспериментальная оценка точностных характеристик бортовых и наземных систем, результатов их функционирования в полете, выдача рекомендаций по их дальнейшему совершенствованию;

баллистический анализ нештатных ситуаций;

формирование базы данных для послеполетной обработки результатов экспериментов, в том числе базы данных эфемерид КА на всех участках, базы данных ориентации КА и характеристик бортовых систем, базы данных траекторных измерений.

Решение научных задач по результатам БНО. Научные задачи, как правило, решают на основе обобщенных результатов БНО полета отдельного КА или их совокупности по той или иной программе. К числу таких задач, например, относят:

уточнение параметров моделей, используемых при описании движения КА и процесса измерений (значений параметров астрономических постоянных, гравитационного поля, верхних слоев атмосферы, характеристик солнечного давления, координат измерительных средств и др.);

уточнение моделей движения естественных небесных тел, их формы, параметров вращения.

На каждом этапе проводится также определенная организационная работа, а именно

согласование исходных данных к решаемым задачам, состава и формы выдачи результатов расчетов, составление технической и регламентирующей документации.

9.4.3. СТРУКТУРА БНО

Для каждой космической программы или отдельного полета КА можно сформулировать цели, задачи и условия полета, требуемые этапы подготовки и перечень (номенклатуру) работ по БНО на каждом из этапов. Для вновь разрабатываемых космических программ или новых типов КА требуется проведение полного перечня работ на всех этапах подготовки, реализации и анализа полета. Каждая работа или совокупность работ задают состав требующих решения задач, их последовательность, содержание и форму представления исходных данных и результатов и тем самым формируют структуру программных комплексов, используемых при решении требуемых задач. Условия полета определяют конкретную модификацию задач, включаемых в программные комплексы.

Для проведения намеченного цикла работ создаются новые или дорабатываются существующие программные комплексы. Особое внимание уделяется разработке и отладке оперативного программно-математического обеспечения БНО, что, собственно, и является одной из важнейших работ на этапе подготовки полета. Программное обеспечение создается на основе существующих или вновь разрабатываемых методов и алгоритмов решения задач, составляющих методологическую базу БНО.

Логика развития космических исследований, повышение требований к точности, надежности и оперативности решения задач, увеличение объемов обрабатываемой информации влияют на выбор стратегии развития технической и вычислительной базы БНО. Объем и производительность вычислительных средств должны соответствовать сложности решаемых задач и числу одновременно обслуживаемых объектов. Формирование долговременной программы развития технической и вычислительной базы БНО наряду с определением конфигураций технических средств и принципов их взаимодействия с техническими средствами ЦУП под конкретную программу или отдельный этап работ также входят в круг задач БНО.

Результаты расчетов программных комплексов проектного и оперативного БНО ис-

пользуют при подготовке полета и непосредственно в процессе управления полетом.

Решение научных задач по результатам БНО отдельного полета или серии полетов КА позволяет уточнить параметры используемых моделей, расширить знания об условиях космического полета, усовершенствовать методы и алгоритмы задач БНО и тем самым расширяет методологическую базу БНО и открывает новые возможности для реализации более сложных программ космических исследований. *Теоретическую базу БНО* составляют:

1) совокупность адаптированных к условиям космического полета задач и методов:

динамики космического полета, описывающей закономерности неуправляемого (пассивного) и управляемого (активного) движений КА как материальной точки, совмещенной с центром масс, и относительно центра масс;

теоретической астрономии, описывающей закономерности движения небесных тел, системы координат, шкалы времени и их взаимосвязи;

теории вероятностей и математической статистики, используемых при обработке результатов измерений и определении параметров движения КА, для оценки точности определения и прогнозирования движения, оценки вероятности выполнения динамических операций на орбите;

теории управления и оптимизации, используемых в процессе выбора схем полета, траекторий движения, стратегий навигации и управления КА;

системного анализа и вычислительной математики, связанных с организацией сложных вычислительных процессов;

2) набор используемых при решении задач моделей:

сил и моментов сил, действующих на КА; движения небесных тел, формы их поверхностей;

измерительных систем; систем управления.

Общая формулировка и функциональное назначение основных математических задач БНО в большинстве случаев не зависят от конкретных условий полета, конструктивных особенностей объектов, способов и схем управления. Однако развитие космонавтики, усложнение целей и задач полетов, конструкций и схем управления КА вместе с постоянно расширяющимся знанием о космическом пространстве,

привело к появлению многочисленных вариантов постановки основных задач, отличающихся методами решения, алгоритмами и программной реализацией, быстродействием и точностью решения, образовав тем самым отдельные классы задач и направления развития различных теоретических вопросов БНО.

Каждое направление (класс задач) БНО включает в себя совокупность математических задач, объединенных общей формулировкой и функциональным назначением, конкретные модификации которых используются на различных этапах подготовки, реализации и анализа полета для разных участков полета и типов траекторий при различных требованиях к точности решения и интервалам времени, отводимым на решение.

К основным направлениям (классам задач) БНО относят:

- определение движения центра масс КА по результатам измерений;

- прогнозирование движения центра масс КА;

- определение и прогнозирование движения относительно центра масс;

- анализ и уточнение параметров окружающей КА среды, моделей возмущающих его движение сил и моментов сил, моделей систем измерений и управления;

- определение и управление движением на участке выведения;

- управление движением на участке орбитального полета, включая участки маневрирования на орбите, межорбитальные переходы, сближение и стыковку;

- определение и управление движением на участке спуска;

- априорную и апостериорную оценки точности определения и прогнозирования движения КА;

- расчет значений некоторого множества функций, определенных на пространстве параметров движения, необходимых для работы всего контура управления, планирования полета, информационного обеспечения экипажа и заинтересованных организаций;

- выбор оптимальной стратегии навигации и управления КА;

- планирование и баллистическую привязку научных экспериментов;

- статистическое моделирование космического полета;

- решение научных задач по данным, получаемым в процессе БНО полета различных КА.

В каждом классе задач разнообразие их модификаций связано с условиями полета, а конкретную практическую направленность эти задачи приобретают при использовании их на различных этапах подготовки, реализации и анализа полета. На каждом этапе требуется проведение цикла организационных, проектно-исследовательских и расчетных работ, связанных с решением в определенной последовательности тех модификаций задач из основных классов, которые соответствуют целям и условиям полета в рамках той или иной программы исследования космоса.

Программно-математическое обеспечение БНО (программные комплексы БНО) представляет собой последовательность программных реализаций теоретических задач БНО, принадлежащих разным классам и адаптированных к конкретным условиям полета.

Совокупность организационных, проектно-исследовательских и расчетных работ и программно-математическое обеспечение этих работ (программные комплексы) составляют *прикладное БНО*. Прикладное БНО предназначено для обеспечения баллистическими данными всех этапов подготовки и реализации полета: этапа проектирования космических систем, этапа планирования полета КА, этапа оперативного обеспечения управления полетом, этапа послеполетного анализа.

По составу выполняемых работ, способам построения программных комплексов и режимам их эксплуатации прикладное БНО разделяется на два направления: проектно-исследовательское и оперативное БНО.

Проектно-исследовательское БНО связано в основном с выбором, оптимизацией и обоснованием баллистических схем полета, траекторий движения, схем навигации и управления; оценкой ожидаемых точностей наведения, вероятности выполнения динамических операций на орбите; послеполетным анализом выполнения программы полета и функционирования систем КА и т.п.

Оперативное БНО, являясь элементом системы управления, приобретает смысл технологического и вычислительного процесса, предназначенного обеспечить строго регламентированное по времени и по форме входных и выходных данных выполнение операций приема и обработки измерительной информации, решения определенной последовательности математических задач, выдачи результатов расчетов и допускающего гибкое и

оперативное изменение регламента работы при возникновении нештатных (незапланированных) или аварийных ситуаций.

В то время как основные направления развития теоретической части БНО связаны с углублением теории, разработкой новых методов решения задач, совершенствованием моделей окружающей среды, проектно-исследовательское и оперативное БНО развивается по пути создания и совершенствования отдельных программных комплексов, объединения их в более сложные системы, повышения уровня автоматизации, надежности и точности расчетов. При этом если проектно-исследовательские программные комплексы могут быть ориентированы как на решение определенного класса задач БНО, так и на выполнение работ по той или

иной программе исследования космоса, то программные комплексы оперативного БНО связаны в основном с выполнением всего цикла работ по управлению полетом КА в рамках конкретной космической программы. Последняя особенность и определяет верхний уровень классификации программных комплексов оперативного БНО по принадлежности к той или иной программе космических исследований. По этому признаку различают программные комплексы оперативного БНО полетов по программам пилотируемых полетов; полетов автоматических околоземных КА научного, народно-хозяйственного, навигационного, связного, экологического и других назначений; межпланетных полетов; лунных полетов; пассивного слежения за космическими объектами и космическим му-

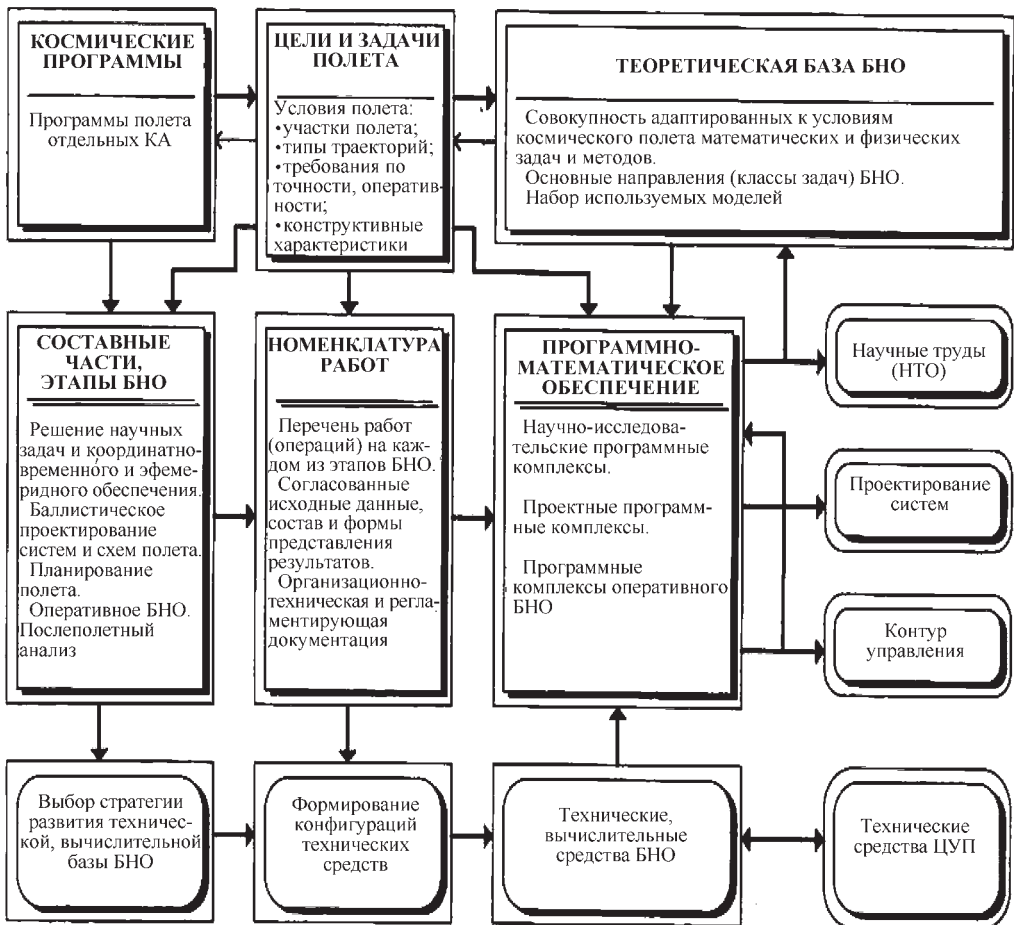


Рис. 9.4.1. Структурно-функциональная схема БНО

сором. Обобщенная структурная схема БНО представлена на рис. 9.4.1.

9.4.4. ОСНОВНЫЕ КЛАССЫ ЗАДАЧ БНО

Прогнозирование движения центра масс КА

Большинство задач БНО базируется на необходимости знания в любой момент времени векторов состояния КА (его положения и скорости) в той или иной системе координат. В общем случае числовые значения этих векторов определяют в результате решения системы дифференциальных уравнений, правые части которых содержат набор сил, действующих на КА,

$$\frac{dq(t)}{dt} = f(q(t), p), \quad (9.4.1)$$

где $q(t)$ — вектор прогнозируемых на момент времени t параметров движения КА; p — вектор параметров сил, действующих на КА.

К числу основных сил, учитываемых в современном БНО, относят:

гравитационные силы небесного тела, относительно которого происходит движение КА, включая силы, обусловленные несферичностью гравитационного поля этого тела, приливными эффектами от водной поверхности и суши, локальными концентрациями масс (масконами);

силы притяжения удаленных небесных тел (Солнца, Луны, планет, спутников планет);

силы аэродинамического сопротивления при движении КА вблизи небесных тел, имеющих атмосферу;

силы светового давления, включая прямое и отраженное от поверхности планет излучение;

геомагнитные силы;

силы, создаваемые исполнительными органами системы управления КА (при управляемом движении);

возмущающие силы, связанные с функционированием бортовых систем КА (силы, вызванные утечкой из газовойтеснительных систем, возмущения от управляющих двигателей системы ориентации и стабилизации и т.п.).

В зависимости от конкретных условий полета КА, требуемой точности прогнозирования, располагаемых вычислительных средств при решении уравнения (9.4.1) используют различные методы интегрирования, системы координат, наборы действующих сил, причем каждая из учитываемых сил может быть опи-

сана с использованием моделей различных сложности и точности.

Так, например, для описания гравитационного поля Земли наиболее часто используют разложение гравитационного потенциала Земли по полиномам Лежандра вида

$$U = \frac{\mu}{r} \left\{ 1 + \sum_{n=2}^{\infty} \sum_{m=0}^n P_{nm}(\Theta) [c_{nm} \cos mL + d_{nm} \sin mL] \left(\frac{R_e}{r} \right)^n \right\},$$

где μ — гравитационная постоянная Земли; $r = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}$ — модуль радиус-вектора КА; c_{nm} , d_{nm} — постоянные коэффициенты, характеризующие фигуру Земли; $\Theta = \sin \varphi = z/r$, φ — геоцентрическая широта; $L = \arctg y/r$ ($-\pi \leq L \leq \pi$) — долгота; R_e — экваториальный радиус общего земного эллипсоида; $P_{nm}(\Theta)$ — функции Лежандра, определяемые по формуле

$$P_{nm}(\Theta) = \frac{(1-\Theta^2)^{\frac{m}{2}}}{2^n n!} \frac{d^{n+m}}{d\Theta^{n+m}} (\Theta^2 - 1)^n.$$

Действие силы аэродинамического сопротивления на КА приводит к возмущающему ускорению

$$F_a = \frac{C_x S_m}{2m} \rho V^2,$$

где C_x — коэффициент аэродинамического лобового сопротивления; S_m — площадь проекции сечения КА на плоскость, нормальную к вектору скорости (площадь миделевого сечения); m — масса спутника; ρ — плотность атмосферы в точке нахождения КА; V — скорость КА относительно атмосферы.

Для вычисления значений плотности атмосферы используется либо статическая, либо более точная динамическая модель.

Возмущающее ускорение под влиянием k -го внешнего небесного тела с гравитационной постоянной μ_k определяется выражением

$$F_k = \mu_k \left(\frac{\mathbf{r}_k - \mathbf{r}}{|\mathbf{r}_k - \mathbf{r}|^3} - \frac{\mathbf{r}_k}{|\mathbf{r}_k|^3} \right),$$

где \mathbf{r}_k , \mathbf{r} — радиус-векторы возмущающего тела и КА соответственно.

Сила светового давления направлена по вектору Солнце — КА и создает ускорение

$$F_{c.д} = \frac{SE_0k}{cm} \left(\frac{a}{r_C} \right)^2,$$

где S — площадь проекции сечения КА на плоскость, перпендикулярную к направлению на Солнце; E_0 — мощность потока солнечного излучения в районе Земли; c — скорость света; a — средний радиус орбиты Земли; r_C — расстояние КА от Солнца; m — масса КА; k — коэффициент, зависящий от характера отражения света, а также от характера взаимодействия излучения с поверхностью КА;

$$E_0/c \cong 4,65 \cdot 10^{-5} \text{ дин/см}^2; k \cong 1...1,44.$$

В ряде случаев для качественного описания движения КА можно ограничиться допущением о действии на КА только центрально-симметричной гравитационной силы одного небесного тела. В этом случае вычисление координат и скорости КА на любой заданный момент времени проводится с использованием простых аналитических выражений, связывающих вектор состояния КА с шестью независимыми параметрами — элементами орбиты. Элементы орбит описывают геометрические характеристики и пространственное положение одной из кривых второго порядка (окружности, эллипса, параболы, гиперболы), которые совпадают в соответствии с законами небесной механики с траекторией невозмущенного (кеплерова) движения КА в центральном гравитационном поле.

Система кеплеровских элементов орбиты включает в себя: e — эксцентриситет орбиты; p — фокальный параметр; Ω — долготу восходящего узла орбиты; i — угол наклона плоскости орбиты к плоскости экватора; ω — аргумент перигея (угловое расстояние перигея орбиты от восходящего узла); τ — момент времени прохождения КА перигея орбиты. Вместо фокального параметра p часто используют большую полуось a и связанный с ней период обращения КА.

В процессе баллистического проектирования космических систем и при предварительном выборе схем и траекторий полета КА используются более сложные аналитические соотношения, которые позволяют учесть ряд основных возмущающих факторов. Однако максимальная точность прогнозирования движения, необходимая для управления полетом КА, достигается в результате интегрирования дифференциальных уравнений движения с максимально полным учетом возмущающих факторов.

Определение движения по результатам измерений

Траекторию движения определяют на основе результатов измерений, полученных на некотором интервале времени с использованием различных измерительных средств. Обычно эти средства измеряют значения параметров, являющихся функциями от компонент текущего вектора состояния КА, координат и скорости внешних по отношению к КА измерителей или объектов, условий распространения фиксируемого приборами сигнала. Типичными примерами измеряемых параметров являются дальность и скорость изменения дальности относительно известной точки (измерительного пункта) с использованием радиотехнических или оптических средств; угловое положение КА относительно звезд, небесных тел и ориентиров на их поверхности; высота полета КА, относительные расстояния и скорости между КА, определяемые различными бортовыми средствами, и др.

Задачу определения параметров движения КА относят к классу задач оценивания состояния динамических систем, а именно:

задана динамическая система

$$Q: \left\{ q, \frac{dq}{dt} = f(q(t), p, q(t_0)) \right\};$$

определена на множестве значений векторов q совокупность измеряемых (навигационных) функций $\gamma_i(q, c, t)$, где c — вектор параметров, описывающих модель измерений;

в известные моменты времени проведены n измерений функций γ_i , и из полученных значений образован n -мерный вектор $\tilde{Y} = \|\tilde{y}_1, \tilde{y}_2, \dots, \tilde{y}_n\|$ измерений.

По вектору измерений \tilde{y} необходимо определить начальный шестимерный вектор состояния КА $q(t_0)$ или расширенный m -мерный вектор состояния, в число компонент которого помимо положения и скорости КА включены отдельные параметры моделей движения и измерений (составляющие векторов p и c).

Задача решается при наличии ошибок в измерениях и параметрах моделей. Это ведет к необходимости применения методов теории вероятностей и математической статистики. В БНО наибольшее распространение получили алгоритмы оценивания параметров состояния динамической системы, являющиеся той или иной реализацией метода максимального правдоподобия или метода наименьших квад-

ратов, отличающиеся быстродействием, устойчивостью, точностью результатов.

Так, при использовании метода наименьших квадратов в линейной постановке оценку $\hat{\mathbf{a}}$ вектора уточняемых параметров \mathbf{a} вычисляют по формулам

$$\hat{\mathbf{a}} = \mathbf{a}_0 + \Delta \mathbf{a},$$

$$\Delta \hat{\mathbf{a}} = (\mathbf{W} \mathbf{B}_0^{-1} \mathbf{W}^T)^{-1} \mathbf{W} \mathbf{B}_0^{-1} \Delta \tilde{\gamma},$$

где \mathbf{W} — матрица размерности $m \times n$ частных производных от навигационных функций $\gamma_i(\mathbf{q}, \mathbf{c}, t)$ по уточняемым параметрам; \mathbf{B}_0^{-1} — диагональная весовая матрица размерности $n \times n$; $\Delta \tilde{\gamma} = \tilde{\gamma} - \gamma_0$, здесь γ_0 — расчетное значение вектора измерений при $\mathbf{a} = \mathbf{a}_0$.

Для повышения точности определения оценки $\hat{\mathbf{a}}$ используют итерационный процесс, на каждом последующем шаге которого в качестве вектора \mathbf{a}_0 используют оценку вектора \mathbf{a} , полученную на предыдущем шаге.

Метод наименьших квадратов и метод максимального правдоподобия предполагают одновременную обработку всех накопленных к какому-либо моменту времени измерений. Другой подход основан на последовательной обработке поступающих измерений и базируется на рекуррентных соотношениях, обычно типа соотношений дискретного фильтра Калмана.

Определение и прогнозирование движения КА относительно его центра масс

Знание движения КА относительно центра масс необходимо как на стадии проектирования при расчете характеристик систем стабилизации и ориентации, анализе режимов работы солнечных батарей, научных приборов и других систем КА, так и в процессе БНО полета для пространственной привязки данных экспериментов, связанных с регистрацией внешних по отношению к КА объектов, для получения расчетных значений измеряемых параметров от измерителей, устанавливаемых на том или ином расстоянии от центра масс КА.

В общем случае движение КА относительно центра масс описывается системой дифференциальных уравнений, для решения которой необходимо знать инерционные характеристики КА, зависящие от его конфигурации и распределения масс, тензор инерции, моменты сил, действующие на КА и положение центра масс.

Движение КА относительно центра масс обычно рассматривают во вращающейся системе

координат, в качестве которой выбирают связанную с объектом систему. Динамические уравнения движения КА относительно центра масс в проекциях на оси связанной системы имеют вид

$$\dot{\boldsymbol{\omega}} = \mathbf{A}_j^{-1} \mathbf{M} - \mathbf{A}_j^{-1} \mathbf{A}_\omega \mathbf{A}_j \boldsymbol{\omega},$$

где \mathbf{M} — вектор, компонентами которого являются проекции момента внешних сил на оси связанной системы координат; $\boldsymbol{\omega}, \dot{\boldsymbol{\omega}}$ — векторы угловой скорости и углового ускорения в связанной системе координат; \mathbf{A}_j — тензор инерции КА (если оси связанной системы совпадают с главными центральными осями инерции КА, то тензор \mathbf{A}_j представляется диагональной матрицей, на диагоналях которой стоят главные центральные моменты инерции КА);

$$\mathbf{A}_\omega = \begin{vmatrix} 0 & -\omega_3 & \omega_2 \\ \omega_3 & 0 & -\omega_1 \\ -\omega_2 & \omega_1 & 0 \end{vmatrix},$$

$\omega_1, \omega_2, \omega_3$ — компоненты вектора $\boldsymbol{\omega}$.

К динамическим уравнениям необходимо присоединить кинематические уравнения, которые устанавливают связь между параметрами, определяющими ориентацию объекта в опорной системе координат, и угловой скоростью связанной системы. В качестве параметров ориентации могут быть выбраны углы Эйлера, направляющие косинусы, параметры Родрига–Гамильтона и др. Так, например, при задании осей связанной системы относительно инерциальной тремя углами Эйлера (нутаации $\delta, 0 \leq \delta \leq \pi$; прецессии $\vartheta, 0 \leq \vartheta \leq 2\pi$; чистого вращения $\varphi, 0 \leq \varphi \leq 2\pi$) кинематические уравнения имеют вид

$$\boldsymbol{\omega} = \mathbf{A}_\vartheta \boldsymbol{\lambda},$$

где $\boldsymbol{\lambda}$ — вектор, компонентами которого являются угловые скорости $\dot{\delta}, \dot{\vartheta}, \dot{\varphi}$;

$$\mathbf{A}_\vartheta = \begin{vmatrix} \cos \varphi & \sin \delta \sin \varphi & 0 \\ -\sin \varphi & \sin \delta \cos \varphi & 0 \\ 0 & \cos \delta & 1 \end{vmatrix}.$$

В современной теории движения относительно центра масс обычно учитывают моменты, обусловленные гравитационными силами; аэродинамическими силами; силами солнечного давления; электромагнитными силами; силами, связанными с перемещающимися и вращающимися массами внутри КА, упругими и тепловыми деформациями конструкции КА,

ударным воздействием микрометеоритов, управляющими воздействиями.

В число задач, связанных с движением КА относительно центра масс, входят исследование стационарных режимов движения; исследование эволюции параметров вращения и ориентации; определение движения относительно центра масс по результатам наблюдений; анализ и уточнение действующих сил и моментов, инерционных характеристик КА.

Для определения параметров движения и уточнения параметров моделей используют методы статистической обработки результатов наблюдений, полученных от датчиков различного типа (например, солнечных датчиков, датчиков угловых скоростей, датчиков местной вертикали, магнитометров и др.).

Уточнение параметров моделей движения и измерений

Этот класс задач близок к предыдущим по функциональному назначению. Он объединяет задачи, в которых помимо начальных условий движения по результатам измерений уточняют параметры действующих на КА сил (баллистический коэффициент, параметры гравитационного поля, солнечного давления и др.), моделей измерений (координаты измерительных пунктов, временную привязку измерений, смещения нуля отсчета измерителя и др.) и моделей систем управления. Однако решение каждой из них представляет собой самостоятельную задачу, требующую обработки больших, иногда на годичных интервалах, выборок измерений. Для корректного уточнения моделей поля Земли и атмосферы необходима обработка наблюдений доступных классов орбит. Кроме того, большое, как правило, число уточняемых параметров предполагает применение современных методов решения задачи, например метода коллокаций. Современные модели геопотенциала, уточняемые по спутниковым наблюдениям, включают порядка 100 гармоник, что соответствует примерно 10 000 уточняемых параметров. Для обращения матриц такой размерности необходимо использовать самые современные вычислительные средства, однако даже при этом для решения подобных задач требуется значительное время.

Задачи БНО на участке выведения КА на орбиту

Выведение КА на рабочую орбиту можно осуществлять двумя способами: прямым выведением ракетой-носителем и выведением с ис-

пользованием дополнительных доразгонных блоков, которые включаются через заданное время после выключения двигателей РН.

Выбор того или иного способа выведения зависит от параметров рабочей орбиты, возможностей используемой РН и доразгонных блоков, точки старта и азимута пуска.

Участок выведения отличается от других этапов космического полета значительной продолжительностью активного движения под воздействием на РН тяги двигательной установки, аэродинамических и гравитационных сил, конструктивной сложностью используемых систем выведения, сложностью алгоритмов управления движениями центра масс и относительно центра масс.

Различают два типа управления на активном участке траектории: программное и терминальное. Программная система выведения обеспечивает движение РН в соответствии с заложенной на борт программой управления. Терминальные системы выведения реализуют движение по методу гибких траекторий. В зависимости от выбранного метода управления строится все БНО.

На этапе проектирования первостепенное внимание уделяют оптимизации тягово-весовых характеристик РН и программы управления.

Перед каждым запуском формируется полетное задание, в котором содержатся рассчитанные заранее данные о программе управления и номинальные траектории выведения.

В процессе выведения с помощью средств измерительного комплекса осуществляют траекторный контроль движения РН, на основе которого решаются следующие задачи: получение в режиме реального времени данных о процессе выведения КА, прогнозирование движения РН в штатных и нештатных ситуациях, оперативное (сразу после выведения) определение параметров орбиты КА, оперативное определение координат точки посадки КА при аварийном выведении, определение точек падения ступеней РН.

По завершении участка выведения выполняется послеполетный анализ. Баллистический послеполетный анализ включает в себя апостериорную оценку точности выведения КА на рабочую орбиту, оценку влияния различных источников ошибок на отклонения движения РН от расчетной траектории. На этом же этапе анализируется качество работы измерительных средств наземного комплекса. Завершающий

этап БНО участка выведения заключается в проведении организационно-технических мероприятий по корректировке и оптимизации проектных баллистических характеристик систем выведения, а также выработке рекомендаций по улучшению обеспечения летных испытаний.

Управление движением на участке орбитального полета

Управление движением КА на орбитальном участке — это заранее запланированное и рассчитанное воздействие на КА, в результате которого происходит заданное изменение траектории его полета.

Управление может проводиться как с использованием двигателей КА, так и при помощи воздействия внешних факторов. Примером второго способа управления может служить использование гравитационного поля, атмосферы планеты, светового давления и др. для изменения траектории движения КА.

При исследовании методов активного управления КА в настоящее время сложились два основных направления: полет КА с двигателями большой тяги и полет КА с двигателями малой тяги.

Основной особенностью первого направления является малая продолжительность участков полета с включенными двигателями по сравнению с общей продолжительностью полета, что дает возможность аппроксимировать приращение скорости за счет работы двигателей скачкообразным изменением (импульсом) скорости без изменения координат в фиксированный момент времени.

Характерная особенность второго направления — малое значение ускорения, сообщаемого КА работающими двигателями, по сравнению с гравитационным ускорением и значительная продолжительность участков полета с работающими двигателями.

В зависимости от целей и программы полета различают следующие основные виды управления на орбитальном участке: маневр, коррекцию, сближение и стыковку.

Маневры связываются с существенным изменением параметров движения и выполняются обычно для формирования рабочей орбиты после выведения КА, межорбитальных переходов, дальнего наведения перед стыковкой. Коррекция подразумевает управление в целях поддержания параметров движения в заданных пределах. По числу включений двигательной

установки, необходимому для достижения требуемых изменений траектории движения, различают одноимпульсные, двухимпульсные и многоимпульсные маневры. Для коррекции движения используются в основном одно-два включения; для межорбитальных переходов требуются, как правило, два-три и более маневров; процесс сближения и стыковки связан с многократным включением двигателей на коротком временном интервале в целях наведения КА в заданную точку встречи.

Для орбитального участка наибольшее распространение получили задачи терминального управления, в которых цель управления формируется путем задания значений некоторых функций вектора состояния КА на определенный момент времени, которые в результате управления должны быть реализованы с максимально возможной точностью.

В общем случае задача расчета маневров формулируется следующим образом. Траектория управляемой динамической системы описывается дифференциальным стохастическим уравнением первого порядка

$$\frac{dq(t)}{dt} = f[t, q(t), v(t_j), \eta(t_j)],$$

где $q(t)$ — состояние системы в момент t ; $v(t_j)$ — вектор параметров маневра, выполняемого в момент t_j ; $\eta(t_j)$ — вектор случайных возмущений, связанных с ошибками работы бортовых систем при управляющем воздействии.

Управление системой осуществляется на заданном интервале времени $T = [t_n, t_k]$, где t_n — время, соответствующее началу участка управления; t_k — момент времени, на который задаются терминальные условия.

Бортовые и наземные системы, используемые при управлении полетом, принципы организации управления и другие условия могут накладывать различные ограничения на параметры маневров и времена их проведения t_j , а именно: $v(t_j) \in R(t_j)$; $t_j \in T_m$, $T_m \subset T$, $j \leq k$, где $R(t_j)$ — область допустимых параметров маневров; T_m — множество допустимых времен проведения маневров; k — допустимое число маневров на интервале управления T .

Начальные условия движения в общем случае определяются случайным вектором $q(t_n)$:

$$q(t_n) = q_0(t_n) + \delta q(t_n),$$

где $q(t_n)$ — случайный вектор отклонений от номинального вектора состояний $q_0(t_n)$.

Целью управления является выполнение заданных терминальных условий

$$P[\varphi \in Q] \geq P_{\text{зад}},$$

где $P[\varphi \in Q]$ — вероятность того, что скалярный или векторный параметр φ принадлежит заданной области Q ; $P_{\text{зад}}$ — заданный (допустимый) уровень вероятности выполнения цели маневрирования.

Вектор состояния системы $q(t)$ определяется на основе статистической обработки навигационных измерений на соответствующем цикле управления. Поскольку вместо истинного вектора $q(t)$ известна только его оценка $\hat{q}(t)$, которая может быть такова, что терминальные условия не выполняются с заданной вероятностью, то необходимо найти такую последовательность параметров и времен проведения маневров $v(t_j)$, t_j , при которых обеспечивается выполнение цели маневрирования с учетом возможных отклонений оценок $\hat{q}(t)$ от истинных векторов состояния и ошибок исполнения $\eta(t_j)$ для j -го маневра.

В качестве критерия качества управления обычно используют суммарную характеристическую скорость V_{Σ} всех выполняемых маневров, которая определяет расходы топлива на управление. Для стохастической системы V_{Σ} — случайная величина, поэтому обычно используют какую-либо детерминированную функцию от V_{Σ} , например математическое ожидание, квантиль и т.д.

Задача выбора стратегии маневрирования в общей постановке достаточно сложна, поэтому, как правило, она разделяется на две последовательно решаемые задачи: выбор стратегии маневрирования и оценка вероятностных характеристик маневров.

Первая задача решается в детерминированной постановке и заключается в анализе альтернатив и выборе наиболее рациональной стратегии маневрирования.

Вторая задача решается в рамках стохастической модели движения для выбранной в результате решения первой задачи стратегии маневрирования. Ее назначение состоит в оценке вероятностных характеристик маневров на всей генеральной совокупности возможных реализаций полета, определяемой ошибками выведения КА на орбиту, выполнения маневров, определения и прогнозирования траектории полета.

Определение и управление движением на участке схода с орбиты, спуска и посадки на поверхность Земли и планет

Спуск и посадка КА в заданном районе поверхности Земли или планеты назначения являются ответственным этапом космического полета, так как определяют успех космической миссии в целом. Значимость этого этапа несравнимо возрастает в случае пилотируемых полетов.

Основными отличительными особенностями спуска КА являются высокий уровень потенциальной и кинетической энергии, которую надо погасить за конечный интервал времени, большие динамические и тепловые нагрузки, быстротечность и необратимость процесса снижения КА, что повышает цену возможной ошибки и предъявляет жесткие требования к системе управления спуском.

Математическая постановка задачи спуска формулируется следующим образом. КА, движущийся по известной орбите, необходимо привести в заданную точку посадки на поверхности Земли или планеты назначения с близкой к нулю конечной скоростью. Эта задача относится к двухточечным крайним задачам с закрепленным правым концом фазовой траектории, описываемой системой дифференциальных уравнений движения и управления КА:

$$\begin{aligned} \ddot{\mathbf{r}} = & F_g(\mathbf{r}) + F_a(t, \mathbf{r}, \dot{\mathbf{r}}, \boldsymbol{\alpha}, I, \mathbf{m}, \mathbf{u}) + \\ & + F_d(t, P, \mathbf{m}, \mathbf{u}), \end{aligned}$$

где F_g — вектор гравитационных сил; \mathbf{r} — радиус-вектор КА или его спускаемого аппарата (СА); F_a — вектор аэродинамических сил; t — время; $\dot{\mathbf{r}}$ — вектор скорости; $\boldsymbol{\alpha} = \|\alpha, \beta, \gamma\|^T$ — вектор параметров ориентации КА или СА относительно вектора воздушной скорости (α — угол атаки, β — угол скольжения, γ — угол скоростного крена); I — вектор центровочных характеристик КА или СА; \mathbf{m} — вектор габаритно-массовых характеристик КА или СА; \mathbf{u} — вектор управления; F_d — вектор ускорения от работающей двигательной установки (ДУ); P — вектор тяговых и установочных характеристик ДУ.

Решение задачи усложняется тем, что движение КА обычно разбивают на два участка: участок схода с рабочей орбиты и участок торможения с использованием атмосферы или двигателей посадки для Луны и безатмосферных планет, причем на каждом из участков преобла-

дающее воздействие оказывают различные наборы сил, что требует использования различных систем и схем управления на каждом из участков. На участке торможения должен обязательно выполняться ряд условий и ограничений по перегрузкам и тепловому режиму.

На правом конце фазовой траектории КА должны выполняться следующие условия:

$$h_k = h^*; |\varphi_k - \varphi^*| \leq \varepsilon_\varphi;$$

$$|\lambda_k - \lambda^*| \leq \varepsilon_\lambda; V_k < V^*,$$

где h^* — высота; φ_k, λ_k — географические широта и долгота конечной точки траектории; V_k — конечная скорость; звездочкой отмечены заданные конечные значения параметров; $\varepsilon_\varphi, \varepsilon_\lambda$ — требуемая точность приведения в заданную точку.

Конечные условия для спуска крылатого КА, совершающего посадку на аэродром, дополняются следующими:

$$|\psi_k - \psi^*| \leq \varepsilon_\psi;$$

$$|\theta_k - \theta^*| \leq \varepsilon_\theta;$$

$$|V_k - V^*| \leq \varepsilon_V,$$

где ψ_k, θ_k — курс и угол наклона траектории КА в конечной точке (точке начала глиссады); $\varepsilon_\psi, \varepsilon_\theta, \varepsilon_V$ — требуемая точность приведения.

В случае посадки на планеты без атмосферы принимается $h^* = 0, V^* \approx 0, \theta^* = -90^\circ$.

Как и в случае управления на орбитальном участке, задачи управления КА при сходе с орбиты и посадке на поверхности планеты могут решаться в детерминированной и стохастической постановках.

На различных этапах подготовки и реализации полета перед БНО спуска ставятся следующие задачи:

Этап проектирования. Задачи баллистического проектирования: выбор номинальных траекторий и формы возвращаемого КА с учетом ограничений, выбор районов посадки и анализ требуемых точностных характеристик, синтез бортовых алгоритмов наведения, синтез алгоритмов выхода из нештатных ситуаций, синтез алгоритмов оперативного БНО, разработка программно-математического обеспечения для оперативного БНО, разработка схем взаимодействия БНО со всеми звеньями контура управления полетом.

Этап планирования полета конкретного КА. Расчет и анализ номинальной и нештатных схем полета.

Этап оперативного обеспечения управления полетом. Задачи оперативного планирования. Расчет командно-уставочной информации для бортовой системы управления и всех необходимых данных для обеспечивающих полет наземных служб (командно-измерительного комплекса, поисково-спасательной службы, Гидрометцентра и т.д.). В случае возникновения нештатных ситуаций могут оперативно решаться задачи этапа проектирования.

Этап послеполетного анализа. Восстановление траектории спуска, анализ работы бортовых систем и наземного комплекса управления, апостериорный анализ точности.

Определение значений функций от параметров движения КА

Помимо основных параметров, определяющих траекторию движения и процесс управления, для анализа полета и функционирования всех элементов наземного или бортового контуров управления необходима дополнительная информация, в той или иной форме описывающая особенности полета КА. Для каждого объекта определяется свой состав этой информации. Например, в процессе БНО пилотируемых полетов дополнительно рассчитывают:

- время прохождения экватора и географическую долготу восходящего узла орбиты;
- время входа в тень и выхода из тени;
- зоны видимости КА с наземных станций слежения;
- зоны взаимной видимости КА и спутников-ретрансляторов;
- целеуказания (направления на КА в зависимости от времени) для средств слежения за КА;
- трассу КА — след траектории движения на земной поверхности;
- временные интервалы возможного вхождения в радиосвязь с экипажем;
- зависимость от времени углов: Солнце — объект — Земля, Луна — объект — Земля;
- перечень наиболее благоприятных времен включения двигателя для срочного (аварийного) спуска на каждом витке с указанием ожидаемых районов посадки.

Аналогичная информация требуется для обеспечения графических и цифровых средств отображения.

На рис. 9.4.2 представлен вариант графического представления некоторых функций от параметров движения.

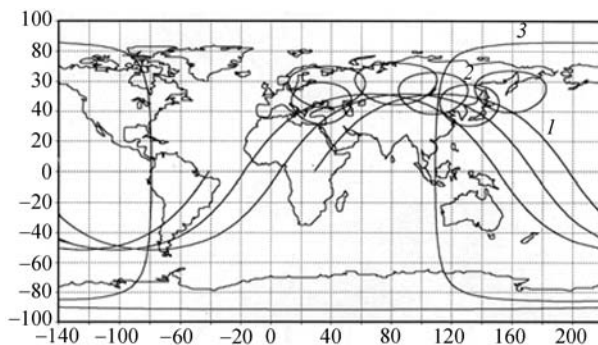


Рис. 9.4.2. Стандартная баллистическая информация для пилотируемых КА:

1 — траектории полета; 2 — зоны видимости КА с наземных пунктов; 3 — зоны видимости геостационарного спутника-ретранслятора

Априорная и апостериорная оценки точности определения и прогнозирования движения КА

Значения параметров орбиты КА, определяемые по результатам измерений, неизбежно отличаются от действительных значений этих параметров из-за влияния ошибок измерений, ошибок в расчетных моделях измерений и движения КА. Статистические характеристики, описывающие эти отличия фактических и расчетных орбит, могут быть получены в результате решения задач априорного или апостериорного, послеполетного, оценивания.

Результаты решения задачи априорного оценивания используют для выбора удовлетворительного состава измерений и продолжительности интервалов измерений, для согласования расположения по времени участков измерений относительно других операций управления полетом КА, для оценки требуемого запаса топлива на проведение маневров, расчета характеристик рассеивания на участках спуска и т.д.

Конечной целью задачи априорного оценивания является получение числовых значений интервалов или областей, внутри которых с заданной или вычисленной вероятностью лежат возможные отклонения параметров движения КА от расчетных. Источником этих отклонений является совокупность объективно существующих случайных или постоянных факторов, характеристики которых известны с различной степенью определенности начиная от полного знания законов и параметров распределения и заканчивая наличием информации только о максимально возможных интервалах разброса этих возмущающих факторов.

В связи с последним обстоятельством получили распространение различные подходы к задаче априорного оценивания. Наиболее распространенный подход ковариационного анализа связан с возможностью аналитического определения закона и параметров распределения случайных параметров, функционально связанных с исходными случайными возмущающими факторами. Функциональная связь задается выбранным алгоритмом обработки измерений. В наиболее распространенном методе оценивания — методе наименьших квадратов — матрица \mathbf{K}_a вторых моментов ошибок определения вектора \mathbf{a} уточняемых параметров имеет вид

$$\mathbf{K}_a = (\mathbf{W}\mathbf{B}_0^{-1}\mathbf{W}^T)^{-1}(\mathbf{W}\mathbf{B}_0^{-1}\mathbf{K}_\gamma\mathbf{B}_0^{-1}\mathbf{W}^T + \mathbf{W}\mathbf{B}_0^{-1}\mathbf{W}_p^T\mathbf{K}_p\mathbf{W}_p\mathbf{B}_0^{-1}\mathbf{W}^T)(\mathbf{W}\mathbf{B}_0^{-1}\mathbf{W}^T)^{-1},$$

где \mathbf{W} — матрица размерности $m \times n$ частных производных от навигационных функций $\gamma_i(\mathbf{q}, \mathbf{c}, t)$ по уточняемым параметрам; \mathbf{B}_0^{-1} — диагональная весовая матрица метода наименьших квадратов размерности $n \times n$; \mathbf{W}_p — матрица размерности $n \times m_p$ частных производных от навигационных функций по уточняемым параметрам моделей движения и измерений; \mathbf{K}_γ , \mathbf{K}_p — матрицы вторых моментов ошибок измерений и ошибок знания уточняемых параметров соответственно.

В достаточно часто встречающихся в космической навигации случаях, когда для возмущающих факторов не удается полностью выявить статистические характеристики, используют гарантированный подход к задаче апри-

орного оценивания. Под гарантированной оценкой в общем случае понимается оценка ошибки в каком-либо уточняемом параметре (или обобщенная характеристика ошибок совокупности уточняемых параметров), полученная при наиболее неблагоприятных сочетаниях реализаций значений характеристик исходных возмущающих факторов в заданных пределах,

$$\Delta a_{\text{гар}} = \max_{c \in M} \Delta a(c),$$

где $\Delta a(c)$ — оценка для конкретного набора характеристик c ; c — статистические характеристики исходных возмущающих факторов; M — допустимая область статистических характеристик.

В случае затруднений, связанных с получением явных аналитических выражений, параметры распределения случайных ошибок уточняемых параметров оцениваются на основе анализа гистограмм, получаемых в результате серии вычислительных экспериментов (подход статистического моделирования).

Весь процесс априорного оценивания можно разделить на два этапа. На первом этапе должен быть проведен анализ всех основных источников ошибок моделей измерений и движения. На втором этапе при заданных статистических характеристиках возмущающих факторов и при заданном алгоритме обработки измерений находятся статистические характеристики ошибки определения параметров движения.

Значительная часть статистических характеристик возмущающих факторов может быть получена на основе апостериорного оценивания движения предыдущих полетов с аналогичными программами или в результате специально организованного процесса юстировки измерительных средств, являющегося, по существу, разновидностью задачи апостериорного оценивания.

Оптимальное планирование навигации и управления КА

В самом общем виде задача оптимального планирования навигации и управления КА формулируется следующим образом.

В начальный момент времени известны векторы положения и скорости КА, которые определяют траекторию пассивного движения. Заданы параметры орбиты, по которой должен двигаться КА, или область значений некоторых параметров (например, положение, ско-

рость КА), в которую должен попасть КА в конечный момент времени.

Под процессом управления и навигации понимается последовательность циклов, каждый из которых включает в себя определение по результатам измерений текущих и прогнозируемых параметров движения, сравнение их с требуемыми на конечный момент времени параметрами, расчет и реализацию управляющего воздействия в целях изменения текущих параметров. При заданных множестве параметров, которые могут быть измерены в течение полета на заданном временном интервале; точностных характеристиках навигационных измерений; характеристиках системы управления (допустимых интервалов и режимов работы двигателя установки, диапазонов значений импульсов приращения скорости и т.д.); точности исполнения управляющих воздействий по величине и направлению необходимо выбрать стратегию управления, включающую в себя число циклов управления, моменты (интервалы) приложения управляющих воздействий, значения управляющих воздействий (величину и направление импульса скорости или режим работы двигателей малой тяги) в каждом из циклов; стратегию навигации, включающую программу (состав и моменты или интервалы) измерений из множества допустимых на каждом из циклов, алгоритм обработки результатов измерений, состав уточняемых параметров в каждом цикле.

Задача оптимального планирования навигации и управления заключается в выборе при соответствующем наборе исходных данных и ограничений таких стратегий управления и навигации, которые обеспечивают попадание в заданную область (или переход на новую орбиту) с заданной точностью при минимальных затратах на управление или максимальную вероятность попадания в заданную область при выполнении ограничений на расход рабочего тела (топлива).

Планирование и баллистическая привязка экспериментов

Качество результатов многих научных и прикладных экспериментов, проводимых в рамках той или иной программы исследования космоса и связанных с наблюдением внешних объектов, зависит от точности знания положения, скорости, ориентации КА и от выполнения ряда дополнительных условий в процессе проведения эксперимента. В боль-

шинстве случаев эти условия являются функциями от текущих векторов положения и скорости КА.

На стадии проектирования и планирования эксперимента должны быть найдены интервалы полета КА, на которых выполняются требуемые условия и обеспечивается необходимая точность координатно-временной привязки данных эксперимента, на основании которых формируется программа научных экспериментов.

В процессе полета и при послеполетном анализе с высокой степенью точности должны быть установлены все баллистические данные и условия проведения эксперимента, включая значения углов разворотов для совмещения приборных осей с заданным направлением, условия освещенности, точности знания положения и ориентации объекта и др.

Статистическое моделирование космического полета

Случайная природа практически всех процессов и факторов, определяющих движение КА, обуславливает необходимость исследования статистических характеристик основных баллистико-навигационных параметров на разных этапах полета.

Наибольшая полнота и информативность результатов, удобство количественных оценок исследуемых характеристик, сопоставимость различных схем полета достигаются при вычислительном моделировании полета и процесса управления с учетом возмущающих факторов.

Определение статистических характеристик случайных величин, которые являются функциями множества аргументов, рационально проводить методом статистических испытаний (методом Монте-Карло). В связи со сложностью и существенной нелинейностью функциональных зависимостей искомым характеристикам от случайных аргументов для получения достоверных оценок требуется большое число испытаний.

Поэтому, как правило, для достижения приемлемого быстродействия при решении задачи используют те или иные упрощения моделей движения и процессов измерения и управления. Выбор степени упрощения моделей и числа испытаний проводится одновременно с оценкой методических погрешностей в зависимости от потребной точности расчетов, зависящей от цели их проведения.

Решение научных задач по данным БНО полетов КА

Данные, полученные в процессе БНО полетов КА в рамках той или иной программы исследования космоса, служат основой для совершенствования методов решения задач БНО и используемых моделей и расширения тем самым методологической базы БНО.

К числу научных задач, решаемых на основе наблюдений за полетом КА, относятся построение универсальных моделей гравитационных полей небесных тел, модели атмосферы Земли; уточнение астрономических постоянных и моделей движения небесных тел с учетом релятивистских эффектов; построение моделей распространения электромагнитных волн в атмосфере и тропосфере Земли; разработка моделей пространственного распределения космического мусора и многие другие задачи геодезии, геодинамики, астрофизики и т.д.

К задачам БНО примыкают задачи так называемых координатно-временного и эфемеридного обеспечения. Под координатно-временным обеспечением понимают совокупность способов координатно-временных измерений и сличений, методов их обработки; теоретических и физических представлений о фундаментальных и специализированных системах координат и времени; методов их материализации и определения взаимных связей; технических средств и технологий, обеспечивающих потребителей координатно-временной информацией в нужной ему системе координат и временной шкале.

Задачами эфемеридного обеспечения являются совершенствование теории движения естественных небесных тел; представление их эфемерид в компактной и удобной для пользователя форме; расчет и передача соответствующим службам и заинтересованным организациям необходимых эфемеридных данных.

9.4.5. ПРОГРАММНО-МАТЕМАТИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ (ПРОГРАММНЫЕ КОМПЛЕКСЫ) БНО

Для выполнения проектно-исследовательских и оперативных расчетных работ должны в определенной последовательности решаться те задачи из основных классов, которые соответствуют конкретным целям и условиям планируемого полета. При необходимости для адаптации к условиям проводится модификация задач или используются вспомога-

тельные задачи. Последовательность решаемых задач оформляется в виде программ или программных комплексов.

Программные комплексы БНО строятся в виде проблемно ориентированного пакета прикладных программ. Архитектура пакета имеет традиционный вид, а именно: совокупность программ, составляющих пакет, разбивается на две части. В первую часть входят программы системного назначения. Это совокупность средств общего математического обеспечения и набор сервисных средств общесистемного математического обеспечения, которые реализуют объединение вычислительных мощностей, распределение информационных потоков, взаимодействие задач в рассредоточенной вычислительной среде и решение других задач общего назначения. Вторую часть пакета образуют программы, предназначенные для расчета соответствующих баллистических данных.

Программные комплексы проектно-исследовательского БНО являются в большинстве случаев открытыми, т.е. допускают модификацию состава задач, методов их решения, состава и форм представления входных и выходных данных в зависимости от результатов промежуточных исследований. Программные комплексы оперативного БНО имеют закрытую архитектуру и допускают изменения и дополнения только при соблюдении определенных жестких правил. Кроме того, принадлежность оперативного БНО к реально функционирующей системе управления предъявляет ряд повышенных требований к программным комплексам по надежности, точности, совместимости с остальными элементами системы управления, а именно:

- проведение всего комплекса расчетов и выдачу всей баллистической информации, необходимой для контроля и управления полетом в штатных и нештатных ситуациях, в строго оговоренные сроки, включая режим реального времени;

- проведение жестко регламентированных работ в течение длительного времени с необходимой надежностью, определяемой высокими затратами на космические эксперименты;

- обеспечение необходимой точности расчетов;

- проведение оперативного анализа баллистической обстановки в ходе полета для своевременного принятия решений по выходу из нештатных ситуаций в случае их возникновения;

- совместимость с широким спектром аппаратных средств общего многомашинного

комплекса системы управления, коммуникационных средств приема, передачи отображения информации и т.д.

Программные комплексы оперативного БНО управления полетом включаются как в наземный, так и в бортовой контуры управления КА. Степень автономности КА в большой мере зависит от доли работ по БНО, выполняемых на борту КА. Но даже в случае полной автономности за наземными службами остаются функции контроля и дублирования работы бортового контура управления и решения задач на борту КА.

9.4.6. ОРГАНИЗАЦИЯ ОПЕРАТИВНОГО БНО

На этапе оперативного обеспечения полетов КА наиболее отчетливо проявляется двойственность БНО. Являясь совокупностью математических задач, возникающих и развивающихся на стыке различных направлений современной науки, используемых на этапах подготовки и анализа полета в качестве инструмента проектных исследований, в оперативном режиме БНО превращается в элемент сложной автоматизированной системы управления. Программные реализации научных задач, результаты расчетов, образуя связанный, строго регламентированный по времени и по форме циркулирующей информации процесс, встраиваются в общую последовательность операций по управлению.

Выполнение всего комплекса работ по оперативному БНО проводится Службой БНО, входящей, как правило, в состав служб Центра управления полетом или в отдельный Баллистический центр. Для повышения надежности БНО на наиболее ответственных полетах или на отдельных участках полета к работе привлекаются дублирующие Баллистические центры. Служба БНО создается, в первую очередь, для выполнения работ на трех этапах БНО: планирование и подготовка к полету, оперативное обеспечение полета, послеполетный анализ.

На первом, подготовительном, этапе осуществляются выбор конфигурации и комплектация необходимых технических средств; выбор и разработка методов и алгоритмов решения задач БНО; создание программно-математического обеспечения; подготовка специалистов для проведения работ по конкретному КА; обеспечивается участие в тренировках персонала всей группы управления.

На этом этапе Баллистическая служба взаимодействует с организациями — разработчиками КА, бортовых и наземных систем управления, от которых получает необходимую для подготовки к полету информацию, координирует подготовку дублирующих Баллистических центров, организует тестирование программных средств, обрабатывает взаимодействие с различными службами и привлекаемыми к управлению полетом организациями.

На этапе оперативного обеспечения полета выполняются все перечисленные выше работы, связанные с приемом и обработкой поступающей измерительной информации, решением баллистических задач, анализом результатов их решения и выдачей информации, необходимой для управления полетом, персоналу ЦУП и другим участникам работ. Баллистическая служба ЦУП взаимодействует с другими Баллистическими центрами в части выдачи им соответствующих заданий на проведение расчетов, сверки и анализа результатов. На этом этапе Баллистическая служба взаимодействует также с разработчиками КА и его отдельных систем, Центром подготовки космонавтов в случае пилотируемых полетов, передавая им необходимые данные для моделирования работы бортовых систем или отработки действий космонавтов на наиболее ответственных участках полета или при возникновении нештатных ситуаций. При подготовке транспортных и пилотируемых кораблей к спуску служба взаимодействует с поисково-спасательной службой в части выбора места и условий посадки. Кроме того, Баллистическая служба ЦУП взаимодействует с организациями, которые проводят различные эксперименты на КА в части согласования условий проведения эксперимента и передачи данных, необходимых для анализа результатов эксперимента.

Для организации обмена информацией используются соответствующие системы передачи данных и телефонные каналы связи.

На схеме, представленной на рис. 9.4.3, отмечены различные пути информационного обмена с КА, а именно через наземные станции слежения; через спутник-ретранслятор; через корабельные, расположенные в акватории Мирового океана, станции слежения и спутники связи типа «Молния».

Для передачи измерительной информации используется телекоммуникационная система, которая обеспечивает сбор траекторных

измерений, получаемых различными средствами на каждой станции слежения; передачу данных в Центр коммутации траекторных измерений; коммутацию и передачу траекторных измерений в Центр управления и Баллистические центры. Эта система использует специально выделенные для этих целей телефонные каналы связи, телекоммуникационную и связную аппаратуру и специализированные протоколы связи. Она позволяет каждому центру получать траекторные измерения от различных измерительных систем и различных КА практически в масштабе реального времени. Возможна также передача всей траекторной информации, полученной в сеансе связи, после его окончания. Имеется возможность повторной передачи данных.

Основным видом взаимодействия Баллистической службы с другими службами Центра управления полетом является автоматизированный межмашинный обмен данными между информационно-вычислительными комплексами обеспечивающих полет служб. Кроме того, необходимая баллистическая информация передается на коллективные и индивидуальные средства отображения.

Все обмены осуществляются по согласованным форматам данных. Это определяется не только большим числом различных задач и типов обмениваемой информации, но также требованиями удобства контроля и использования данных в автоматизированных информационно-вычислительных комплексах.

Территориально распределенные технические и вычислительные средства Баллистической службы соединены специализированными каналами связи и локальными сетями в единый баллистический информационно-вычислительный комплекс.

Начиная с первых космических полетов к решению задач БНО привлекаются специалисты промышленных, военных и академических организаций. Силами этих специалистов были решены многие проблемы в области теории полета, созданы новые методы и модели, технические и программно-математические средства, необходимые для выполнения всего комплекса работ по БНО управления полетом.

Было образовано несколько центров, специализирующихся на БНО объектов различного класса. Усложнение космических программ, их научная новизна, экспериментальный характер космической техники привели к тесному взаи-



Рис. 9.4.3. Схема информационных обменов при оперативном БНО

модействию специалистов-баллистиков из различных центров и организаций — разработчиков космических систем. Результатом этого взаимодействия явилось образование уникальной структуры взаимосвязанных коллективов, накопивших огромный практический опыт работ по всем этапам БНО советских и российских космических программ и плодотворно совмещающих работы по оперативному управлению полетами КА с проектными и научными исследованиями, разработкой оригинальных методов, алгоритмов и средств решения задач БНО управления полетами. Опыт и универсализм специалистов по баллистике в большой степени способствовали успешному осуществлению таких сложных космических программ, как программа пилотируемых полетов, программа исследования Луны с доставкой на поверхность Луны автоматической лаборатории «Луноход» и возвращением на Землю капсул с лунным грунтом, программы межпланетных перелетов к Венере и Марсу. Уникальными по сложности были работы по баллистическому обеспечению стыковки пилотируемого корабля «Союз» с не-

управляемой, работающей в аварийном режиме станцией «Салют-6», а также наведения автоматических научных станций к комете Галлея и спутнику Марса — Фобосу.

Полеты по программам «Союз»—«Аполлон», «Венера»—«Галлей» продемонстрировали эффективность международного сотрудничества в области БНО. Именно баллистические данные, полученные по результатам пролета российских аппаратов относительно кометы Галлея, позволили специалистам по управлению аппаратом «Джотто» должным образом навести его к комете и успешно осуществить запланированную миссию.

Значителен вклад специалистов-баллистиков и в фундаментальные направления теоретической космонавтики, среди них теория оптимального управления полетом КА, теория движения КА в атмосфере Земли и других планет, релятивистская теория движения тел Солнечной системы, теория оптимизации процесса измерений, теория системного проектирования и управления большими системами и ряд других.

Заслуживают внимания интересные работы отечественных баллистиков, посвященные созданию релятивистской теории движения внутренних планет Солнечной системы, численной теории движения кометы Галлея, высокоточной аналитической теории движения спутников Марса — Фобоса и Деймоса, моделей атмосферы, гравитационного поля Земли, гравитационного поля Луны и др.

Большой практический опыт работ и достижения в научных и проектных исследованиях в области БНО управления полетами служат основанием для планирования и осуществления новых более сложных программ космических исследований.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Бажинов И.К., Алешин В.И., Почукаев В.Н., Поляков В.С.** Космическая навигация. М.: Машиностроение, 1975.
2. **Бажинов И.К., Почукаев В.Н., Иванов Н.М. и др.** Навигационное обеспечение полета орбитального комплекса «Салют-6»—«Союз»— «Прогресс». М.: Наука, 1985.
3. **Бажинов И.К., Ястребов В.Д. и др.** Навигация в совместном полете космических кораблей «Союз»—«Аполлон». М.: Наука, 1978.
4. **Бажинов И.К., Почукаев В.Н.** Планирование навигационных измерений в космическом полете. М.: Машиностроение, 1975.
5. **Иванов Н.М., Мартынов А.И.** Движение КА в атмосфере планет. М.: Наука, 1985.
6. **Иванов Н.М., Лысенко Л.Н., Мартынов А.И.** Методы теории систем в задачах управления КА. М.: Машиностроение, 1981.
7. **Основы** теории полета космических аппаратов / под ред. Г.С. Нариманова и М.К. Тихонравова, М.: Машиностроение, 1972.
8. **Брандин В.Н., Васильев А.А., Худяков С.Т.** Основы экспериментальной космической баллистики. М.: Машиностроение, 1974.
9. **Иванов Н.М., Поляков В.С.** Наведение автоматических межпланетных станций. М.: Машиностроение, 1987.
10. **Алексеев К.Б., Бебенин Г.Г., Ярошевский В.А.** Маневрирование космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1970.
11. **Эльясберг П.Е.** Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. М.: Наука, 1965.
12. **Эльясберг П.Е.** Определение движения по результатам измерений. М.: Наука, 1972.
13. **Попович П.Р., Скребушевский Б.С.** Баллистическое проектирование космических систем. М.: Машиностроение, 1987.
14. **Соловьев В.А., Лысенко Л.Н., Любинский В.Е.** Управление космическими полетами. Ч. 1. М.: Изд-во МГТУ им. Баумана, 2009.
15. **Соловьев В.А., Лысенко Л.Н., Любинский В.Е.** Управление космическими полетами. Ч. 2. М.: Изд-во МГТУ им. Баумана, 2010.

Раздел 10

ЭКОЛОГИЧЕСКАЯ БЕЗОПАСНОСТЬ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ

Глава 10.1

ОБЩИЙ АНАЛИЗ ПРОБЛЕМ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЭКОЛОГИЧЕСКОЙ БЕЗОПАСНОСТИ РАКЕТНО- КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ (РКС)

Ракетно-космическая техника (РКТ) оказывает, как и многие другие виды эксплуатируемой в промышленности техники, специфическое воздействие практически на все компоненты окружающей среды (ОС).

По виду (характеру) воздействия РКТ на ОС следует выделить:

химическое загрязнение возможными проливами и выбросами компонентов ракетных топлив (КРТ) на различных видах наземных объектов РКТ (стендово-экспериментальной и испытательной базах, стартовых комплексах (СК), заправочно-нейтрализационных станциях (ЗНС), хранилищах КРТ и средствах их транспортирования); в районах падения отработанных ступеней ракет-носителей (РН) и при авариях ракет, а также атмосферы и околоземного космического пространства (ОКП) продуктами сгорания КРТ в районах расположения наземных объектов РКТ и по траектории полета средств выведения (СВ) на орбиты космических аппаратов (КА);

механическое загрязнение отработавшими ракетами, их частями, фрагментами, элементами районов падения и ОКП;

акустическое воздействие на ОС в местах расположения испытательной базы ракетных двигателей (РД), СК, районов падения отделяющихся частей ракет;

радиационное загрязнение ОС в случае использования ядерных двигательных (ЯДУ) и энергетических (ЯЭУ) установок, ядерных источников энергии (ЯЭИ) на КА, в том числе в случаях их разрушения на орбитах;

электромагнитное излучение (ЭМИ) при работе наземной и бортовой радиоэлектронной аппаратуры;

тепловое воздействие на атмосферу и ОКП в результате работы РД.

Негативными последствиями воздействия РН на ОС являются изъятие из хозяйственного обращения (или нарушение условий хозяйствования) земельных участков под районы падения (РП) отделяющихся частей, возможное снижение уровня безопасности орбитальных полетов из-за техногенного засорения ОКП, локальные нарушения озонового слоя при запусках и полетах ракет.

В стадии исследования находится возможное влияние запусков ракет на сейсмическую активность и климат Земли, энергетический баланс и естественные поля верхней атмосферы и ОКП.

Могут быть сформулированы следующие основные экологические ограничения при проектировании перспективных СВ:

кардинальное уменьшение районов падения отделяющихся частей;

внедрение специальных технических средств по снижению уровней техногенного засорения ОКП на СВ (верхних ступенях РН, разгонных блоках (РБ) и КА;

снижение антропогенного воздействия продуктов сгорания КРТ на поверхность Земли и все слои атмосферы, включая озоновый.

С середины 1980-х гг. значительно возрос интерес к проблемам экологии РКТ. С 1991 г. в России реализуется «Программа работ по снижению вредного воздействия ракетно-космической и боевой ракетной техники на окружающую среду» (программа «Экос»), охватывающая большой круг вопросов, связанных с обеспечением экологической безопасности при осуществлении космической деятельности.

В число основных работ по программе «Экос» входят:

разработка методического аппарата по оценке воздействия РКТ на ОС, затрат на возмещение ущерба землевладельцам и землепользователям в районах космической деятельности, по нормативно-правовому регулированию космической деятельности;

разработка конструктивно-технических решений, методов и средств снижения вредно-

го воздействия РКТ (РН, КА, наземных объектов) на ОС, включая поверхность Земли, атмосферу, ОКП;

экологическая паспортизация загрязненных территорий и объектов РКТ;

разработка системы экологического мониторинга и контроля при осуществлении космической деятельности;

эвакуация населения из РП отделяющихся частей СВ и их фрагментов;

разработка баз данных по вопросам экологии РКТ.

Глава 10.2

НАЗЕМНЫЕ ПОСЛЕДСТВИЯ ЭКСПЛУАТАЦИИ РКС

Применение высокотоксичных КРТ на РН «Протон», «Циклон», «Космос» (горючего — несимметричного диметилгидразина — НДМГ, азотных окислителей — азотного тетраоксида — АТ и азотной кислоты — АК) обуславливает необходимость использования специальных мер защиты на наземных объектах РКТ: стендово-испытательной базе, космодромах, хранилищах и др. Многолетний опыт эксплуатации токсичных КРТ показывает, что комплекс разработанных и внедренных технологий и организационно-технических мероприятий в основном обеспечивает их безопасную транспортировку, хранение, заправку и слив из ракет. Несмотря на это в процессе эксплуатации, а также при испытаниях на стендах ракет и их двигателей имеют место небольшие проливы и газовые выбросы.

В целом экологическая обстановка на наземных объектах РКТ по своим негативным показателям в основном не сказывается на экологической ситуации соответствующих регионов. Пролиты и выбросы токсичных КРТ происходят в районах падения отработавших ступеней и при авариях (при транспортировке, на старте, в полете ракеты).

Экспертиза состояния экосистем в местах проливов токсичных КРТ свидетельствует о серьезности экологической ситуации на территориях РП первых ступеней РН «Протон», «Космос», «Циклон». Выявлены геохимические аномалии НДМГ и его метаболитов в растительном покрове, почве и донных отложениях, грунтовых и поверхностных водах с содержаниями, превышающими предельно допустимые концентрации (ПДК). В результате

атмосферного переноса паров и аэрозолей КРТ наблюдается загрязнение растительного покрова. Наличие НДМГ обнаружено в кормовой растительности, овощах, в мясе домашних животных, что может приводить к попаданию его в организм человека.

Глава 10.3

ВЛИЯНИЕ ПУСКОВ РКС НА АТМОСФЕРУ

Основными вредными веществами, загрязняющими воздушную среду, являются газообразные и конденсированные компоненты, образующиеся при сгорании топлива в камере двигателя и догорании продуктов сгорания в струе за срезом сопла: оксиды азота (NO_2), хлор (Cl_2), оксид алюминия (Al_2O_3), хлористый водород (HCl), оксид и диоксид углерода (CO , CO_2), углерод (C), водород (H_2) и радикалы (Cl , ClO , H , CH , HO_2 , NO , NO_2).

Для средних слоев атмосферы основными вредными компонентами продуктов сгорания являются оксиды азота и хлорные соединения.

Обычно оценивают четыре основных вида последствий антропогенного воздействия на атмосферу — истощение стратосферного озонового слоя, кислотные дожди, токсичные выбросы и глобальное потепление.

Истощение стратосферного озонового слоя.

Исследование загрязняющих выбросов, производимых ракетами, показало, что их влияние на стратосферный озон незначительно.

Локальные изменения в районе старта ракет, по различным расчетным данным, оцениваются падением уровня концентрации озона на 80...10 % от фонового в радиусе 1...5 км от траектории полета ракеты. Фоновый уровень восстанавливается за 3 ч.

Кислотные дожди. Основной причиной кислотных дождей могут являться выбросы в тропосферу HCl и NO . В глобальном масштабе выбросы этих веществ в результате эксплуатации ракетной техники составляют незначительную величину по отношению к аналогичным выбросам теплоэнергоустановок, транспорта и промышленности — менее 0,01 %. Если учесть природные объекты, способствующие образованию кислотных дождей (океаны, вулканы), то доля ракетной техники в этом процессе уменьшается до 0,001 % с локализацией возможных кислотных дождей непосредственно в районе старта ракеты.

Токсичные выбросы образуются при поступлении в атмосферу компонентов топлив — N_2O_4 (азотного тетраоксида), $C_2N_2H_8$ (диметилгидразина) и таких продуктов сгорания, как HCl , Al_2O_3 и NO .

Расcеяние в атмосфере опасных компонентов продуктов сгорания обычно быстро снижает их концентрацию до значений, меньших предельно допустимых. Этот процесс носит локальный и кратковременный характер.

Глобальное потепление рассматривается в связи с выбросами в атмосферу главным образом углекислого газа (CO_2). Однако расчеты показывают, что доля ракетной техники в части выбросов этого вещества относительно других антропогенных источников составляет всего 0,00004 %, так что ее роль в возможном тепличном эффекте незначительна.

Воздействие запуска ракет на верхнюю ионосферу наиболее изучено экспериментально. Часто регистрируемым эффектом является уменьшение ионизации ионосферы — возникновение «ионосферных дыр», имеющих большие пространственно-временные масштабы. Так, при запусках наиболее мощных РН площади «ионосферных дыр» достигали 1...3 млн км² при времени существования несколько часов. Пространственно-временные характеристики «ионосферной дыры» и степень падения электронной концентрации n_e в ней зависят от многих факторов: вида топлива (количества и состава выбрасываемых продуктов сгорания), траектории полета ракеты, гелиогеофизических условий во время запуска ракеты.

К числу эффектов при запусках ракет можно отнести случаи наблюдения возникновения спорадической ионизации (слои E_s), а также часто регистрируемые волнообразные колебания n_e , напоминающие перемежающиеся ионосферные возмущения в F-области. Последние обусловлены возникновением акустико-гравитационных волн при запусках ракет.

Глава 10.4

ТЕХНОГЕННОЕ ЗАГРЯЗНЕНИЕ ОКОЛОЗЕМНОГО КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА. ПУТИ ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ В ОКП

В число объектов искусственного происхождения (ОИП), загрязняющих ОКП, входят обработавшие КА, последние ступени РН, РБ,

отделяемые элементы конструкции типа переходников, пироболтов, крышек обтекателей и т.п. Главными источниками образования таких объектов на орбитах являются случайные взрывы КА, ступеней РН и РБ. На их долю приходится почти половина каталогизированных объектов и основная доля неотслеживаемых, но опасных для столкновения малоразмерных осколков (от 1 до 10 см), численность которых, по оценкам специалистов, в 3–5 раз превышает число каталогизированных. Количество более мелких осколков (менее 1 см) может исчисляться сотнями тысяч — миллионами.

ОИП на низких орбитах представляют реальную опасность для функционирования таких крупногабаритных объектов, как Международная космическая станция (МКС), а также для радиоактивных объектов, переведенных на орбиты «высвечивания» (круговые орбиты высотой $H_{кр} = 800...1300$ км), где они будут находиться многие сотни лет.

Возможность защиты КА от разрушения при столкновении на космических скоростях с осколком размером более 1 см весьма проблематична, так же как прогнозирование и отслеживание траекторий всех опасных осколков, не подлежащих прямому обнаружению в целях совершения маневра уклонения КА от столкновения с ними. Первоочередная мера противодействия этой опасности — сокращение их популяции или хотя бы сдерживание дальнейшего роста.

ОИП наблюдаются с поверхности Земли с помощью радиолокационных и оптических средств. Размеры наблюдаемых объектов составляют более 10...30 см в области круговых орбит с высотой до 1500...2000 км и более 0,5...1 м² в области геостационарных орбит ($H \approx 40\,000$ км).

Общее число зарегистрированных объектов за 1957–1994 гг. составило примерно 23 000, из них вошло в плотные слои атмосферы и сгорело около 15 500 объектов, а около 7500 продолжают оставаться на околоземных орбитах.

Первоочередной задачей в аспекте решения проблемы ОИП является разработка технических и организационных мероприятий, направленных на снижение и (или) предотвращение дальнейшего засорения космоса. К числу таких мероприятий необходимо отнести:

исключение разрушения объектов (взрывов КА и ракетных ступеней) на орбите;

сокращение ежегодного числа запусков КА путем увеличения сроков их активного су-

ществования, комплексирования задач на одном КА, группового запуска КА одним носителем;

разработку программ и схем выведения КА, при которых последняя ступень носителя не выходит на замкнутую орбиту, а довыведение КА осуществляется с помощью «апогейного» двигателя;

совершенствование систем разделения последних ступеней РН и РБ с КА, исключающих попадание осколков и элементов конструкции в окружающее пространство;

применение материалов и покрытий на ракетных системах, которые в малой степени подвержены эрозионной эмиссии от воздействия факторов ОКП;

увод отработавших ступеней РН и КА с рабочих орбит в плотные слои атмосферы или на орбиты «захоронения»;

«пассивацию» отработавших ступеней РН и КА, остающихся на орбитах (сравливание избыточного давления из топливных емкостей и шар-баллонов, сокращение до минимума остатков КРТ, их флегматизация и т.п.).

Внимание мировой общественности привлекают сообщения зарубежных ученых о повышенной засоренности ОКП в диапазоне высот 700...1000 км объектами малых размеров, которые, предположительно, образуются в результате разрушения ЯЭУ при столкновениях с ОИП. В случае столкновения КА, имеющих на борту ЯЭУ, с ОИП возможно определенное изменение радиационной обстановки в ОКП, атмосфере и на поверхности Земли в районах падения радиоактивных объектов.

Другие виды воздействия РКТ на ОС (акустическое, радиационное, электромагнитное) к настоящему времени практически не изучены. В России действует система государственных и отраслевых стандартов и других нормативно-технических документов, регламентирующих указанные виды воздействия на ОС всех отраслей хозяйства. Эта система стандартов увязана с международными соглашениями и ограничениями.

Глава 10.5

ЭКОЛОГИЧЕСКИЙ РИСК ПРИ АВАРИЯХ РКС

Трассы пусков и прилегающие к ним территории являются зонами потенциальной опасности в связи с возможностью отказов СВ

на всем активном участке полета и падения аварийных ракет или их фрагментов вдоль трасс на неотчужденные территории, где не принимаются меры безопасности.

Анализ аварийных отказов различных типов жидкостных СВ за период 1961–1990 гг. показал, что:

отказы различных подсистем СВ, приводящие к аварии, с определенной вероятностью независимо от уровня отработанности ракет могут возникать практически на любом отрезке активного полета. Это обуславливает определенную вероятность падения аварийных ракет на любом участке по трассе пуска;

распределение отказов по времени работы первых и последующих ступеней имеет схожий характер: наибольшее число отказов (~ 20 %) приходится на начальное и на конечное (~ 5 %) время работы ступени, некоторое увеличение в сравнении со средним числом отказов наблюдается в конце первой половины времени работы ступени. Это позволяет принять закон распределения отказов по времени работы ступени одинаковым для всех ступеней;

число отказов между первыми и последующими ступенями распределяется приблизительно поровну, что свидетельствует о примерно равной статистической вероятности отказа каждой ступени в составе СВ;

при указанном распределении отказов по времени работы ступеней РН и СВ вероятность падения аварийных ракет должна иметь повышенные значения (в сравнении со средними по трассе) в районах СК и зонах, прилегающих к РП отделяющихся частей (ОЧ), вследствие повышенных вероятностей отказов в конце работы предшествующей и в начале работы последующей ступени.

Аналогичный характер распределения отказов по времени работы СВ и ступеней РН получен по результатам статистической обработки других выборок отказов (из 1833 пусков различных ракет (120 отказов), из отказов СВ одного типа одного разработчика, с исключением из выборок первых отказов при отработанных пусках и др.), что подтверждает достаточную устойчивость полученной зависимости.

Статистическим зависимостям плотности распределения отказов по времени работы ступени ракеты может быть дано объяснение с точки зрения физической сущности явления:

максимум отказов в начале работы РН объясняется началом функционирования большинства систем ракеты, их выходом на

расчетные режимы работы, началом комплексного взаимодействия и взаимовлияния систем и агрегатов и т.п. (для верхних ступеней, кроме того, — запуском маршевых ДУ в полетных условиях);

некоторое возрастание числа отказов РН в конце первой половины времени работы ее ступеней — последствия не выявленных (скрытых) дефектов в изготовлении, в расчетных схемах взаимодействия систем и агрегатов, прохождения участка максимальных скоростных напоров;

возрастание числа отказов в конце работы ступени — следствие изменения режимов функционирования агрегатов и систем, преждевременного израсходования компонентов топлива, отказов средств разделения и т.п.

Приняв зависимость функции и плотности распределения отказов по времени работы одинаковыми для всех ступеней и зная схему работы каждой ступени в составе СВ (последовательная или параллельная), а также время работы каждой ступени, функцию распределения отказов по времени полета t при отказе n -ступенчатого СВ на активном участке полета можно представить в виде

$$F_{CB}(t) = \int_0^t f_{CB}(\tau) d\tau = \sum_{i=1}^n \int_0^t f_{ct\ i}(\tau) d\tau, \quad (10.5.1)$$

где $f_{CB}(\tau)$ — плотность распределения отказов по времени работы СВ; $f_{ct\ i}(\tau)$ — плотность распределения отказов i -й ступени по времени работы СВ t , $f_{ct\ i}(\tau) = q_i f_{ct\ i}(\bar{\tau})$; q_i — условная вероятность отказа i -й ступени при отказе СВ; $f_{ct\ i}(\bar{\tau})$ — плотность распределения отказов по относительному времени работы $\bar{\tau}$ отдельной ступени; $\bar{\tau}$ — относительное время работы i -й ступени в составе СВ, $\bar{\tau} = \frac{\tau - \tau_{0i}}{\tau_{ki} - \tau_{0i}}$; τ_{0i} , τ_{ki} — абсолютное время начала и конца работы i -й ступени соответственно.

Для использования в дальнейших расчетах функция распределения $F_{CB}(t)$ и ее плотность могут быть объединены с зависимостями номинальных (расчетных) дальностей точек падения аварийных изделий от времени наступления отказа $L_p(t)$. Такое преобразование дает возможность получить функцию и плотность распределения номинальных дальностей падения аварийных ракет

$$F_{CB}(L_p) = \int_0^t f_{CB}(t(L_p)) \frac{dt}{dl} dL. \quad (10.5.2)$$

В действительности будет наблюдаться некоторый разброс дальностей и боковых отклонений точек падения аварийных ракет и (или) их фрагментов относительно расчетных значений, обусловленный различными случайными факторами: характером аварии и разрушения ракеты, отклонениями характеристик ракет и др. С учетом этого степень риска для точечного объекта с координатами (l, z) по трассе пуска, определяемая как вероятность попадания в зону поражения аварийной ракеты при одном пуске, можно записать в виде

$$R_1(l, z) = (1 - P_{CB})(1 - K_{без})P_n, \quad (10.5.3)$$

где P_{CB} — вероятность безаварийной работы СВ на активном участке полета; $K_{без}$ — коэффициент, учитывающий принципиальную возможность предотвращения катастрофического или аварийного исхода при отказе СВ (например, увода ракеты в безопасную зону), $0 < K_{без} < 1$; P_n — вероятность попадания объекта с координатами (l, z) в зону поражения S_n аварийной ракеты,

$$P_n(l, z \in S_n) = \int_0^{L_k} f_{CB}(L) P_L[l, z, S_n(L)] dL, \quad (10.5.4)$$

где $f_{CB}(L)$ — плотность распределения номинальных дальностей падения аварийных ракет,

$$P_L[l, z, S_n(L)] = \int_{S_n} \int_L p_l(l, z) dldz, \quad (10.5.5)$$

где $P_L[l, z, S_n(L)]$ — вероятность попадания объекта с координатами (l, z) в зону поражения S_n при отказе ракеты в момент t , соответствующий расчетной дальности падения L ; $p_l(l, z)$ — плотность распределения точек падения аварийных ракет по дальности и в боковом направлении.

Для оценки в первом приближении закона и параметров рассеяния точек падения аварийных ракет и (или) их фрагментов можно сделать следующие предположения:

характер разброса точек падения не разрушенных в результате аварии ракет аналогичен характеру разброса точек падения ОЧ в РП и подчиняется нормальному закону распределения, что подтверждается статистическим анализом опытных данных по РН «Зенит»;

в случае взрывного характера разрушения аварийной ракеты отклонения точек падения «тяжелых» фрагментов также подчиняются

нормальному закону распределения со средним квадратическим отклонением (СКО), приблизительно равным СКО неразрушенных ракет, при этом рассеивание «легких» фрагментов (например, кусков обечайки топливных отсеков и т.д.) в 2–2,5 раза превышает отклонение «тяжелых» фрагментов;

исходя из расчетных и опытных данных можно принять линейный закон изменения предельных отклонений ($3\sigma_z$) точек падения аварийных ракет и их фрагментов в боковом направлении от номинальной дальности падения L_p .

С учетом формул (10.5.4) и (10.5.5) выражение для степени риска точечного объекта (10.5.3) при одном пуске СВ можно записать в виде

$$R_1(l, z) = (1 - P_{CB})(1 - K_{6ез}) \times \int_{l+r}^{l+r} f_{CB}(L)[P_{zL}(z+r) - P_{zL}(z-r)] dL, \quad (10.5.6)$$

где $P_{zL}(z+r)$, $P_{zL}(z-r)$ — значения функции распределения бокового разброса на удалении L в точках $(z+r)$ и $(z-r)$ соответственно; r — размер зоны поражения.

Для объекта, имеющего конечные размеры $2a \times 2b$ (например, населенного пункта), риск, под которым понимаем вероятность перекрытия, хотя бы частичного, зоны поражения и территории объекта будет

$$R_1(l, z) = (1 - P_{CB})(1 - K_{6ез}) \times \int_{l-r-a}^{l+r+a} f_{CB}(L)[P_{zL}(z+r+b) - P_{zL}(z-r-b)] dL. \quad (10.5.7)$$

Степень риска при N пусках (в течение года или при выполнении заданной программы)

$$R_N = 1 - [1 - (R_1(l, z))^N \approx N[R_1(l, z)]. \quad (10.5.8)$$

Предполагается, что размер зоны поражения аварийной ракеты при падении без разрушения определяется в основном ее типом и размерностью, количеством и характеристиками остатков топлива:

$$S_{\Pi} = \pi r^2; \quad r = \max(r_{взр}, r_{токс}, d/2), \quad (10.5.9)$$

где S_{Π} , r — площадь и радиус зоны поражения; $r_{взр}$ — радиус зоны поражения при взрыве от удара о землю, м; $r_{токс}$ — радиус зоны поражения вследствие заражения местности токсичными компонентами топлива, м; d — наибольший линейный размер ракеты, м.

В случае падения ракеты с остатками топлива и его взрыва при ударе о землю наибольшую опасность представляет избыточное давление во фронте ударной волны, которое определяется тротильным эквивалентом остатков топлива, а при использовании токсичных компонентов — заражение местности.

Избыточное давление во фронте ударной волны рассчитывают по формуле М.А. Садовского [1]

$$\Delta P = 1,06 \bar{R}^{-1} + 4,3 \bar{R}^{-2} + 14 \bar{R}^{-3},$$

где $\bar{R} = a^3 \sqrt{m_i f_i}$ — приведенное расстояние, м/кг^{1/3} (R — расстояние от центра взрыва, м) m_i, f_i — масса остатков топлива, кг, i -й ступени и его тротильный эквивалент, определяющие мощность взрыва; a — коэффициент.

В качестве расчетных случаев при определении границ зон поражения можно принять безопасное избыточное давление для людей, находящихся на открытой местности ($P = 10$ кПа; $\bar{R} = 150$ м/г^{1/3}), и избыточное давление, приводящее к тяжелым баротравмам, возможно, со смертельным исходом ($P = 6,5$ кПа; $\bar{R} = 43$ м/г^{1/3}). Для этих случаев с учетом данных [1] получаем

$$R_{взр} = a_{взр} \sqrt[3]{\sum_i m_i f_i}, \quad (10.5.10)$$

где $a_{взр}$ равно 150 м/г^{1/3} для безопасного расстояния и 45 м/г^{1/3} для несчастного случая; m_i, f_i — масса остатков топлива i -й ступени на момент падения ракеты (принимается равной остаткам топлива на момент отказа) и их тротильный эквивалент.

Определяющее влияние на мощность взрыва оказывают процесс смесеобразования компонентов и площадь контакта между горючим и окислителем. На основе количественной оценки взрывоопасности разных топлив можно принять:

для $O_2 + H_2$ $f = 0,6$ (по некоторым источникам 0,2);

для $O_2 +$ керосин $f = 0,2$;

для АТ + НДМГ $f = 0,05$;

для ракетных твердотопливных двигателей $f = (0,2...1,0)$.

Для оценки в первом приближении масштабов заражения местности в случае применения токсичных компонентов топлива может быть использовано выражение [1]

$$r_{токс} = \sqrt{\frac{3860 m_T^{0,6}}{\pi S^2 c}}, \quad (10.5.11)$$

где $r_{\text{токс}}$ — безопасное расстояние от точки падения, м; m ; m_T — масса остатков топлива, т; S — безразмерный коэффициент диффузии, $S = 0,05$; c — ПДК паров компонентов топлива, мг/м³.

В случае разрушения ракеты в воздухе (в момент отказа или при входе в плотные слои атмосферы с большой скоростью) возможность наземного взрыва уменьшается, однако увеличивается общее число отдельно падающих фрагментов. Суммарная зона поражения в этом случае определяется выражениями

$$S_{\text{п}} = \sum_{i=1}^K S_{\text{п}i}; \quad r = \sqrt{S_{\text{п}}}, \quad (10.5.12)$$

где $S_{\text{п}i}$ — зона поражения i -го фрагмента, определяемая с учетом его характеристик по формуле (10.5.9); r — размер зоны поражения; K — число фрагментов.

Таким образом, могут быть оценены в первом приближении степени риска на прилегающей к трассе пуска территории в зависимости от расположения объекта (расстояния от точки старта и бокового удаления), его размеров и характеристик СВ. В целом для трассы может быть введено понятие среднего риска, которое может служить для сравнительной оценки различных СВ (например, между собой) или сравнения с риском в различных отраслях народного хозяйства независимо от условий пуска (местоположения старта, азимута запуска):

$$R_{\text{ср}} = \frac{1}{L_{\text{к}} - L_0} \int_{L_0}^{L_{\text{к}}} R_L dL, \quad (10.5.13)$$

где L_0 , $L_{\text{к}}$ — начальная и конечная дальности рассматриваемого участка трассы; $R(L)$ — зависимость степени риска от расстояния до старта (при одном или N пусках).

При сравнительной оценке уровней безопасности по различным трассам в качестве критерия может служить математическое ожидание числа несчастных случаев при эксплуатации трассы (в течение года или при выполнении заданной программы)

$$M_{\text{н.с}} = (1 - P_{\text{СВ}}) \int_{L_0}^{L_{\text{к}}} f_{\text{СВ}}(L) Q_{\text{нас}}(L) S_{\text{п}}(L) dL, \quad (10.5.14)$$

где $Q_{\text{нас}}(L)$ — изменение средней плотности населения по трассе; $S_{\text{п}}(L)$ — изменение

площади зоны поражения по трассе в зависимости от дальности падения аварийной ракеты.

Глава 10.6

ПРИМЕНЕНИЕ КОНЦЕПЦИИ «ПРИЕМЛЕМОГО РИСКА» К ТРАССАМ ПУСКОВ РКС И РАЙОНАМ ПАДЕНИЯ ОТДЕЛЯЮЩИХСЯ ЧАСТЕЙ

Любая деятельность человека связана с определенной опасностью быть подверженным влиянию вредных факторов, которые влекут за собой серьезные последствия и даже гибель человека. Существенным шагом в направлении создания единых критериев безопасности является применение так называемой концепции «приемлемого риска».

Во многих отраслях промышленности факторы риска на различных этапах эксплуатации техники учитываются уже на ранних стадиях проектирования (авиация, ядерная техника), в то же время в ракетной технике при выборе трасс пусков и районов падения ОЧ СВ концепция «приемлемого риска» до настоящего времени не нашла должного распространения.

Общепринятой является точка зрения, что в любой области деятельности абсолютная безопасность не может быть достигнута в принципе или ее достижение связано с чрезвычайно высокими затратами. В связи с этим вводится понятие риска для человека, характеризующееся вероятностью попадания его в аварию в определенный период времени или при выполнении определенных функций. Так, например, в гражданской авиации «нормой» безопасности является один погибший пассажир на 100 млн пассажиро-километров. «Нормами» безопасности для несчастных случаев в быту, на транспорте, от заболеваний, от загрязнений окружающей среды является один несчастный случай на 100 тыс. человек в год [2].

При оценке уровней безопасности по трассам пусков СВ и в районах падения их ОЧ необходимо исходить из общепринятого положения о том, что абсолютная безопасность в любой деятельности не может быть достигнута без отказа от каких-либо полезных проектов. Тогда уровень приемлемого риска можно найти, анализируя масштабы риска современного человека.

За количественную меру риска принимают среднюю вероятность гибели человека в единицу времени, а в качестве социально и

экономически приемлемых уровней риска при длительном воздействии факторов риска можно принять значение риска, установившееся на определенном уровне в условиях достаточной осведомленности населения.

В табл. 10.6.1 приведена ориентировочная шкала приемлемости риска [2], которая может быть использована при оценке факторов безопасности в РП ОЧ и по трассам пусков при одном пуске (шкала риска на человека в час), при годовой (шкала риска на человека в год) или суммарной программе пусков (шкала риска за весь период профессиональной деятельности).

В общем случае степень риска по трассам пусков обусловлена двумя независимыми факторами: возможностью отказа СВ на активном участке, носящей вероятностный характер, и падения ОЧ в специально отведенные районы при каждом пуске. Поскольку территория вдоль трасс пусков, за исключением сравнительно небольшого прилегающего к СК участка, не отчуждается, представляется правомерным и размеры районов падения назначать не из условия попадания в них практически всех ОЧ, как это делается до настоящего времени, а исходя из оценки степени риска в окрестностях центра группирования точек их приземления, т.е. принять допущение о возможности падения ОЧ с определенной вероятностью вне зоны отчуждения.

Это позволит сократить отчуждение земель под районы падения, а в некоторых случаях и полностью отказаться от него. Доста-

точно сказать, что снижение значения вероятности падения в отчужденный район P с 0,998 до 0,95...0,97 или размеров полуосей отчуждаемого района K от 3σ (так называемый «эллипс полного рассеивания» (ЭПР) до 2,5...2,7 σ приводит к сокращению площади отчуждаемой зоны на 20...30 %.

Разработаны методические основы подхода к выбору трасс и районов падения с использованием критерия «приемлемого риска» и с учетом экономической эффективности от сокращения размеров районов падения. Большая экономическая эффективность указанного подхода связана с возможностью существенного сокращения размеров районов падения ОЧ СВ (с $\pm 30...40$ км по дальности до $\pm 15...20$ км), а в ряде случаев вообще отказа от отчуждения районов падения, что делает возможным их использование в народном хозяйстве с минимальными ограничениями.

В качестве примера в табл. 10.6.2 приведены результаты расчета допустимых размеров районов падения по среднему риску вдоль трасс пусков различных СВ.

Весьма важной представляется возможность количественной оценки реальной степени риска при выборе требующихся трасс пусков при отработке и штатной эксплуатации СВ, что может в ряде случаев существенно расширить допустимый диапазон азимутов пусков. Представляется возможность принятия обоснованного решения о допустимости

10.6.1. Шкалы приемлемости риска

Оценка приемлемости риска	Уровень риска		
	на человека в час	на человека в год	за период профессиональной деятельности
Исключительно высокий уровень риска, необходимо применение мер защиты	$10^{-3}...10^{-2}$	10^{-2}	10^{-1}
Очень высокий уровень риска, необходимо применение мер безопасности	$10^{-4}...10^{-3}$	$10^{-3}...10^{-2}$	$10^{-2}...10^{-1}$
Высокий уровень риска	$10^{-5}...10^{-4}$	—	—
Относительно невысокий уровень риска	$10^{-4}...10^{-5}$	$10^{-4}...10^{-3}$	—
Пренебрежительно малый уровень риска	$10^{-7}...10^{-6}$	10^{-4}	10^{-2}
Приемлемый риск	10^{-6}	$5 \cdot 10^{-4}$	10^{-2}

10.6.2. Результаты расчета допустимых размеров районов падения по среднему риску вдоль трасс пусков

Тип СВ и ОЧ	Число ОЧ в одном районе падения	Зона поражения ОЧ		Годовая программа пусков по трассе	Средний риск по трассе		$P_{st \text{ доп}}(K)$	$K_{\text{доп}}$
		Радиус, м	Площадь, км ²		При одном пуске	Годовой		
«Космос»	1	18	0,001	20	$0,35 \cdot 10^{-6}$	$2,7 \cdot 10^{-6}$	0,00014	2,5
«Союз»	4	4×11	0,0016	40	$0,67 \cdot 10^{-6}$	$2,7 \cdot 10^{-5}$	0,00011	2,6
«Протон»	1	31	0,003	10	$0,54 \cdot 10^{-6}$	$5,4 \cdot 10^{-6}$	0,00019	2,4
«Зенит»	1	47	0,007	30	$1,08 \cdot 10^{-6}$	$3,2 \cdot 10^{-5}$	0,00016	2,45
«Энергия»	4	4×18	0,004	30	$3,9 \cdot 10^{-6}$	$1,2 \cdot 10^{-4}$	0,00026	2,25
Створки головного обтекателя	2	6	0,0001	40	$1 \cdot 10^{-5}$	$4 \cdot 10^{-4}$	0,0526	0

пусков по той или иной трассе с учетом характеристик СВ (надежности, типов компонентов топлива, выводимых полезных нагрузок и др.).

В качестве примера приведем оценки показателей безопасности для СВ типа «Космос» с высокотоксичными компонентами топлива при пусках по трассе Капустин Яр — Балхаш при вероятности безаварийной работы ракеты $P_{СВ} = 0,95$ и среднегодовой интенсивности пусков по трассе $N = 10$.

Вероятность поражения ударной волной человека, находящегося непосредственно на трассе (боковое удаление $z = 0$), при одном пуске ракеты на удалении до 10 км от точки старта может составить $\sim 2 \cdot 10^{-4}$ ($\sim 2 \cdot 10^{-3}$ при 10 пусках в год), на удалении от точки старта от 50 до 300 км она снижается до $6 \cdot 10^{-6} \dots 1 \cdot 10^{-7}$ ($6 \cdot 10^{-5} \dots 1 \cdot 10^{-6}$ в год), а на остальном участке траектории не превышает значений 10^{-8} (10^{-7} в год).

Средний риск по трассе для точечного объекта составляет при одном пуске $\sim 1,5 \cdot 10^{-6}$ ($\sim 1,5 \cdot 10^{-5}$ в год). Математическое ожидание числа несчастных случаев от поражения ударной волной при взрыве неразрушенной аварийной ракеты при ударе о землю, рассчитанное с учетом распределения плотности сельского населения по длине трассы, может составить 0,002 при одном пуске и 0,02 за год.

Риск попадания человека в зону заражения воздушной среды компонентами топлива

аварийной ракеты и продуктами их разложения с уровнем заражения 10 ПДК в среднем на два порядка выше, а математическое ожидание числа попавших в зону заражения — на три порядка выше. При вероятности безаварийной работы ракеты 0,99 полученные оценки риска и математические ожидания числа несчастных случаев уменьшаются приблизительно в 5 раз.

Глава 10.7

ПРОГНОЗ И ПЕРСПЕКТИВЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЭКОЛОГИЧЕСКОЙ БЕЗОПАСНОСТИ РКС

В ближайшие годы следует ожидать сохранения существующего уровня воздействия РКТ на окружающую среду — число ежегодных запусков стабилизировалось на уровне ~ 30 . Возможно лишь некоторое сокращение проливов остатков высокотоксичного горючего в районах падения РН «Протон», «Космос», «Циклон» благодаря реализации специальных проектно-конструкторских и технических мероприятий. Уровень засорения околоземного космического пространства может возрасти вследствие увеличения числа столкновений с ОИП и вызванных этим взрывов верхних ступеней РН и КА.

В числе разрабатываемых и реализуемых мероприятий по снижению воздействия РКТ

на ОС в ближайшей перспективе следует отметить:

снижение и стабилизацию числа запусков на минимально необходимом уровне;

нормативно-правовое обеспечение, включая урегулирование взаимоотношений с объектами РФ и странами СНГ, экологическую паспортизацию и экспертизу, оценку воздействия на окружающую среду, мониторинг и контроль загрязненных территорий и объектов РКТ;

улучшение экологических характеристик эксплуатируемых ракет (сокращение остатков топлива в отработавших ступенях СВ, сокращение районов падения и их очистку от фрагментов РКТ, создание эффективных средств нейтрализации токсичных КРТ, сточных вод и т.п.);

специальные экологические требования к разрабатываемым и модернизируемым комплексам, включая отмеченные мероприятия по снижению засорения ОКП.

В более отдаленной перспективе возможна реализация более кардинальных проектно-конструкторских и организационно-техни-

ческих решений, включая переход на нетоксичные КРТ, отказ от большинства районов падения, очистку ОКП и др. Однако реализация намечаемых мероприятий возможна лишь при их целенаправленной государственной поддержке наряду с поддержкой космической отрасли в целом.

В законодательном плане необходимо обеспечить дальнейшее развитие и создание нормативно-правовой базы по осуществлению космической деятельности и ее экологической безопасности, совершенствование действующего пакета законодательных актов в области космической деятельности и охраны окружающей среды.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Компаниец Э.П., Кучма Л.Д., Подолинный А.М., Шатров Я.Т.** Исследование путей сокращения районов падения отделяющихся частей ракет. М.: Машиностроение, 1989.
2. **Ковалев Е.Е.** Радиационный риск на Земле и в космосе. М.: Атомиздат, 1976.

Раздел 11

ОРГАНИЗАЦИЯ, ПЛАНИРОВАНИЕ, АВТОМАТИЗАЦИЯ ПРОЦЕССА СОЗДАНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Глава 11.1

ОРГАНИЗАЦИЯ ПРОЦЕССА СОЗДАНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Огромные по масштабу и сложности программы работы над космическими и наземными системами требуют их эффективной организации. Различают следующие особенности работ над техническими системами: высокую стоимость; единство цели; совмещение исследования, проектирования, производства, испытаний и эксплуатации; организационную связь больших коллективов; взаимосвязь науки, техники и практики. Последняя из отмеченных особенностей получила название интеграции. Это понятие определяют как совокупность условий, обеспечивающих достижение единой цели в результате совместной деятельности специализированных научных, технических и производственных предприятий (организаций). Решение проблемы интеграции заключается в использовании так называемого программно-целевого принципа управления, при котором вся совокупность работ и необходимых усилий рассматривается как объект управления с централизацией ответственности и полномочий в едином административном органе.

В зависимости от масштаба, технической сложности и функционального разнообразия могут изменяться и формы программного управления как основного метода интеграции. При этом используются специализированные методы руководства, цель которых — планирование и контроль с применением современных средств преобразования планово-экономической информации, в частности сетевого планирования управления (СПУ) и автоматизированных систем управления (АСУ).

Руководителям программы на каждой стадии научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ приходится решать задачи планирования, организации работ, расстановки персонала, управления и контроля. Содержание этих пяти функций руководства можно определять следующим образом.

Планирование — это выбор непосредственных целей (задач) в процессе выполнения проекта, установление исполнителей, определение мероприятий и затрат, установление сроков работ. Планирование предполагает выбор лучших альтернативных вариантов достижения цели создания летательного аппарата (ЛА).

Организация заключается в формировании организационной структуры и определении видов деятельности коллективов, в расстановке и размещении сил и средств, необходимых для реализации целей предприятий (конструкторского бюро и его подразделений).

Расстановка кадров охватывает виды деятельности коллективов, в которых важно установление места каждого работника в соответствии с организационно-штатной структурой.

Управление включает виды деятельности, связанные с выявлением критических ситуаций, постановкой задач для их устранения, принятием решений и выдачей необходимых указаний.

Контроль обеспечивает широкий круг мероприятий, направленных на получение информации о состоянии работ.

Все пять функций руководства органически связаны между собой, причем время и последовательность выполнения каждой из них зависят от того, как выполняются остальные. Процесс руководства заключается в оперативной координации выделенных выше пяти функций в широком кругу связей между отдельными исполнителями и коллективами.

Организация, планирование и расстановка кадров являются рычагами управления, контроль — средством обратной связи. Центральное звено управления — планирование работ над программой создания ЛА. На основе анализа организационной структуры и состава коллективов осуществляются планирование работ и расстановка кадров. В этих целях используют сетевое планирование. Сетевые модели связей между операциями позволяют исследовать критические участки работ по времени, затратам, надежности в целях выдачи

первичных рекомендаций для улучшения процесса организации и управления в конструкторском бюро (КБ). Основываясь на анализе структуры организации, планирования, управления звеньями КБ, можно оценить рациональную расстановку кадров и распределение средств на выполнение проекта.

При организации работ должны быть учтены цель программы создания ЛА и сроки его ввода в эксплуатацию, установлены требования к структуре КБ и его подразделениям, информационные связи и форма отчетности (подчинения). В частности, должны быть утверждены сроки начала проектных работ, завершения отработки опытных образцов, их испытаний и доработок; намечены сроки государственных испытаний, запуска в серийное производство и передачи заказчику. В зависимости от конструктивных особенностей проектируемого объекта, обеспечения и масштаба работ в различной степени используют следующие основные принципы организации производства (проектирования): разделение труда между исполнителями, деление производственного процесса на пропорциональные части, параллельное выполнение отдельных частей производственных процессов, непрерывность совершения процессов, упреждение отдельных работ на критических участках и др. В соответствии с содержанием производствен-

ных процессов и принципами их организации создаются специализированные подразделения (снизу вверх по уровням): бригады, группы, службы и отделы, определяющие производственную структуру предприятия. Под производственной структурой КБ или НИИ подразумевают состав и систему подчинения производственных и вспомогательных подразделений, обслуживающих хозяйств и служб предприятия. Число подразделений в КБ (НИИ) зависит от характера работ, объема и тематики, однако структура разных КБ (НИИ) имеет много общего. На рис. 11.1.1 приведена типовая структура КБ. В рассматриваемом случае производственные секторы (отделения) имеют специализированные научные отделы и специальные конструкторские бюро. В опытное производство входят вспомогательное и основное производства. Отдельно представлены вспомогательные службы — подразделения, обслуживающие хозяйства конструкторского бюро в целом. В производственных секторах осуществляется специализация по двум направлениям: 1) по виду выполняемой работы в специализированных научных отделах и 2) по объектам конструирования в специальных конструкторских бюро (СКБ). Специализированные отделы имеют тематические лаборатории: аэродинамики и баллистики, надежности, прочности, экономических расчетов, испытаний. Специализированные конструкторские бюро имеют тематические бригады: Проект 1 СКБ 1, Проект 2 СКБ 2, Общие виды и весовой анализ, Конструкция топливных отсеков, Конструкция «сухих» отсеков.

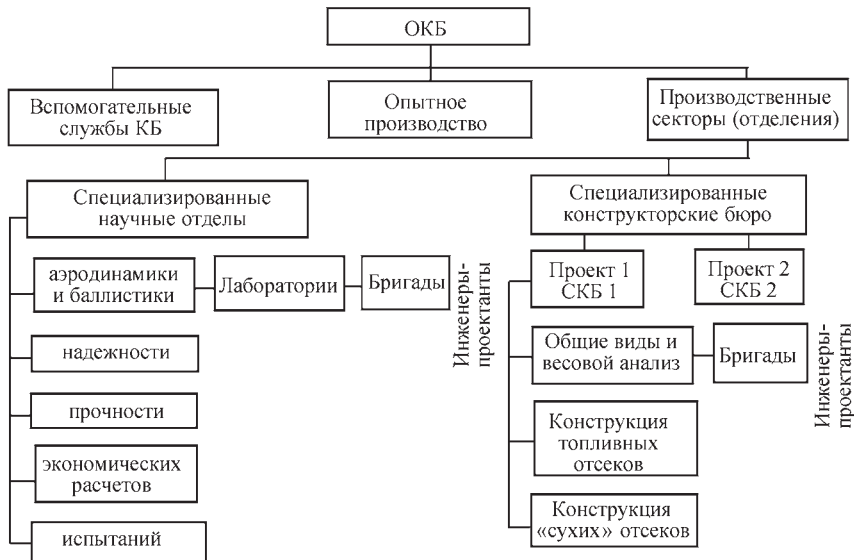


Рис. 11.1.1. Типовая структура конструкторского бюро

испытаний и др. В СКБ организованы подразделения разработки общих видов, топливных отсеков, «сухих» отсеков, средств оснащения и др. Довольно распространена также смешанная производственная структура КБ — с тематическими подразделениями, сформированными на основе объектовой специализации.

В крупных КБ иногда используют так называемую матричную структуру организации работ, когда по горизонталям располагают подразделения, выполняющие проектно-конструкторские работы СКБ, а по вертикалям — специализированные отделы: надежности, прочности и др. При такой организации СКБ, выполняющие проектно-конструкторские работы, создают проект нового ЛА. Здесь идет поиск лучших решений инженерами-проектантами, владеющими теорией и практикой проектирования. Специализированные технические отделы осуществляют поверочные расчеты по прочности, динамике, аэродинамике, определению условий функционирования, устойчивости, управляемости, экономичности, эффективности, надежности и др.; выполняют функции апробирования качества проекта и улучшения технических показателей на собственной базе и на базе отраслевых НИИ.

В соответствии с единой системой конструкторской документации (ЕСКД) в создании нового ЛА следует различать следующие стадии: 1) разработку технического задания; 2) формирование технического предложения; 3) разработку эскизного проекта; 4) формирование технического проекта; 5) разработку рабочей документации. Техническое задание (ТЗ) утверждается заказчиком и отраслевым министерством. Утвержденное ТЗ и указания главного конструктора служат основой для составления технического предложения.

На стадии *технического предложения* (ТП) выполняются следующие работы: проводится техническое и технико-экономическое обоснование целесообразности разработки изделия; рассматриваются различные варианты конструктивных и технологических решений; осуществляется сравнительная оценка вариантов с учетом экономических затрат, конструктивных, эксплуатационных и технологических особенностей; составляются рекомендации по разработке наилучшего варианта; на основе предварительной конструктивной проработки и поверочных расчетов подтверждаются требуемые летно-технические характеристики (ЛТХ) ЛА.

Если для сравнительной оценки необходима проверка новых принципов работы агрегатов, систем, то могут быть изготовлены нужные макеты и проведены эксперименты. Техническое предложение, разрабатываемое в КБ, представляет собой совокупность конструкторских документов, которые содержат техническое и технико-экономическое обоснование оптимального варианта проекта, а также целесообразного состава и объема технической документации по изделию. На стадии ТП обосновывается возможность обеспечения заданных ЛТХ и лучшего варианта их технической реализации. Завершается стадия ТП написанием отчетов по разделам ТП, составлением общей пояснительной записки и сводной ведомости ТП. Техническое предложение после экспертизы и согласования с заказчиком является основанием для выполнения эскизного проекта.

Эскизный проект разрабатывается в целях установления принципиальных конструктивных, схемных и других решений по выбранному на стадии ТП варианту ЛА для последующей разработки. На стадии эскизного проектирования проводят следующие работы: оценивают возможные технические решения по отдельным системам и агрегатам; устанавливают их особенности и специфику экспериментальной отработки; изготавливают и испытывают макеты и модели в целях проверки принципов работы и определения параметров основных частей изделия; оценивают показатели эффективности, надежности, технологичности, стандартизации и унификации изделия; производят сравнение вариантов; устанавливают опорный вариант; решают вопросы сборки, перегрузки, транспортировки, установки на пусковую установку и обслуживания агрегатами стартового комплекса (СК); определяют круг вопросов, которые необходимо решать на последующих стадиях работ; выполняют чертежи, схемы и другие технические документы; составляют пояснительную записку с основными техническими расчетами и предварительными оценками экономической эффективности.

Технический проект разрабатывается на базе утвержденного заказчиком и министерством эскизного проекта. На этой стадии основную часть работы КБ составляет конструкторская разработка. Технический проект создают в целях выявления окончательных технических решений, дающих полное представление

о конструкции изделия. При выполнении технического проекта производят разработку конструктивных решений по изделию и его составным частям; формирование конструкторских документов в соответствии с ГОСТом; необходимые расчеты, в том числе подтверждающие технико-экономические показатели, установленные ТЗ; анализ конструкции и технологичности с учетом отзывов предприятий-изготовителей; испытания уточненных моделей и макетов; подготовку перечня работ, которые следует провести на стадии составления рабочей документации.

На стадии технического проекта большое внимание уделяется надежности конструкции. Чтобы обеспечить требуемую надежность, изготавливаются макеты отсеков и изделия, максимально приближенные к реальным. Проводятся испытания на функционирование наиболее ответственных систем и узлов. Решаются задачи повышения удобства эксплуатации, учитываются климатические требования и техника безопасности. Стадия технического проекта заканчивается составлением технической документации и сводной пояснительной записки. Они, в частности, содержат конструкторские расчеты и чертежи по всем агрегатам и системам ЛА; технологию изготовления и экспериментальной отработки узлов, агрегатов, систем; график организации работ по составлению рабочей документации и производству изделия и т.д.

На стадии *разработки рабочей документации* составляются рабочие чертежи деталей, сборочные чертежи, монтажные схемы, спецификация узлов блоков и т.д.; ведомость стандартных изделий; эксплуатационные, ремонтные и другие документы по усмотрению заказчика. На этой стадии разрабатывается маршрутная технология и проектируется необходимое технологическое оснащение для изготовления опытных образцов на базе опытного производства КБ или на заводе-изготовителе в целях проведения испытаний в лабораториях и на полигонах.

Параллельно со стадией разработки рабочей документации (для головного КБ) по согласованию с заказчиком ведется технологическая подготовка производства на предприятиях серийного производства. В технологическую подготовку производства входят: 1) проектирование технологических процессов и оснастки; 2) выверка и освоение запроектированных технологических линий; 3) уточнение

технологии производства и др. В целях ускорения работ по технологической подготовке производства осуществляют ряд мероприятий технологического и организационного характера, а именно: обеспечивают максимальное совмещение работ во времени путем организации совместной работы разработчиков, конструкторов и технологов КБ и завода; осуществляют равномерную загрузку подразделений.

Таким образом, организация работ в КБ органически связана с задачами, выполняемыми испытательными службами и заводами серийного производства.

Глава 11.2

СЕТЕВОЕ ПЛАНИРОВАНИЕ ПРОЕКТНО-КОНСТРУКТОРСКИХ РАБОТ

Сетевое планирование является эффективным средством организации проектно-конструкторских работ при создании летательных аппаратов. Оно позволяет исходя из установленных сроков создания ЛА, его конструктивных особенностей координировать трудоемкость и продолжительность этапов работ, обеспечивать намеченные этапы работ трудовыми и материальными ресурсами, а также необходимыми экспериментальными и производственными базами.

При управлении организацией проектных работ исходят из реально сложившихся структур подразделений и коллективов КБ. Логическая модель обобщенного исследования задачи управления проектными работами в КБ приведена на рис. 11.2.1. В модели предполагается вначале решение задачи среднесрочного планирования (на 1...5 лет) и выбора оптимальной структуры на верхних уровнях подразделений КБ, затем параллельно-последовательное решение задач оперативного (текущего) управления: расстановки кадров, обеспечения контроля, принятия решения и формирования управляющего воздействия. Модель предполагает несколько итерационных циклов решения задач планирования, структуризации, органически связанных с задачами оперативного управления. Модель включает также задачи определения внешних связей, хода проектных работ и уровня использования технических средств. Естественно, при переходе к изучению работы нижних звеньев, например бригад, изменяются крите-

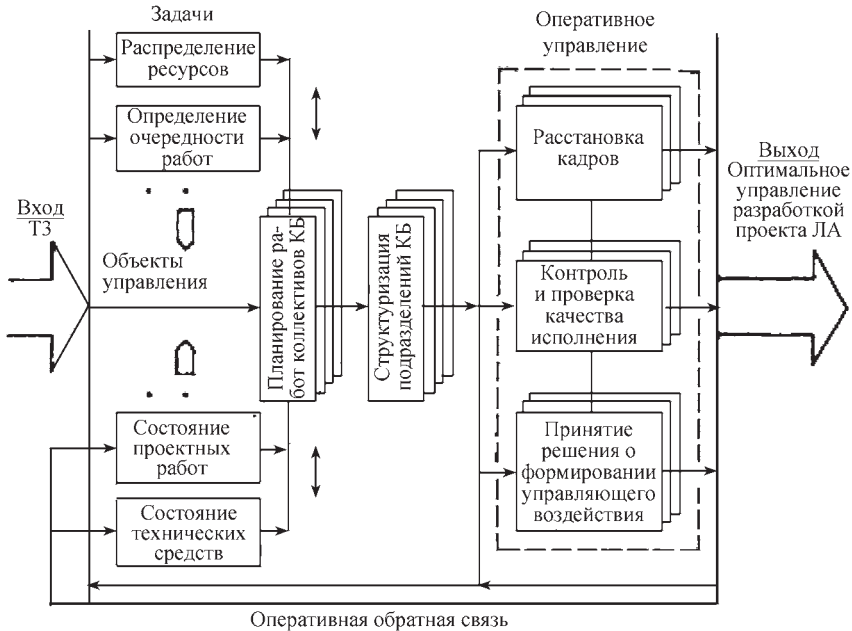


Рис. 11.2.1. Логическая модель обобщенного исследования задачи управления проектными работами в КБ

рии, методы решения задач, алгоритмы и модели, причем часть задач для подразделений нижнего уровня решается на верхних. К частным вопросам организации управления проектными работами относят распределение технических ресурсов и определение трудоемкости работ.

Решение задач управления процессом проектирования, как правило, включает:

- 1) изучение задачи и плана работы, структуры и расстановки кадров, систем контроля;
- 2) постановку задачи и выбор средств достижения желаемых результатов;
- 3) выбор критериев для оценки лучшего решения и состава модели процесса управления;
- 4) проведение количественной и качественной оценки вариантов, уточнение моделей и ввод новых предложений (исследование вариантов);
- 5) принятие решения и формирование управляющего воздействия.

В КБ широко используют сетевое планирование управления (СПУ). Рабочим документом СПУ служат сетевые графики. В зависимости от уровня работ сетевые графики разделяют на первичные (индивидуальные), охва-

тывающие операции, выполняемые исполнителями; частные, связанные с выполнением работ по частям проекта бригадами и отделами предприятий; комплексные, охватывающие все работы над проектом. Такая ступенчатость сетевых графиков позволяет в нужной степени детализировать весь процесс управления разработкой проекта.

События, являющиеся общими по крайней мере для двух первичных или частных, а также первичного и частного, и комплексного графиков, называют граничными. Граничные события (мероприятия) связаны с работами, выполненными совместно разными исполнителями, или с операциями, когда момент выполнения одних операций определяет начало действия других. При формировании сетевых графиков особое внимание обращают именно на обеспечение операций, связанных с выполнением граничных мероприятий.

Процесс формирования СПУ для нового изделия разделяют на две стадии: планирование и управление разработкой. Процесс планирования является итерационным. Он включает следующие этапы: разработку предварительных комплексных и частных сетевых графиков группой СПУ; выдачу заданий и ко-

ординирование работ ответственных исполнителей руководителями вышестоящих подразделений; составление первичных сетевых графиков ответственными исполнителями; уточнение сроков граничных работ; выявление узких мест по ресурсам времени, затратам средств и др.; корректировку сроков начала граничных работ и сетевых графиков всех уровней; утверждение календарных планов, в том числе и первичных. На стадии управления разработкой осуществляется контроль за ходом работ. Каждый цикл контроля включает сбор от ответственных исполнителей информации, анализ информации, обоснование предложений по корректировке планов в соответствии с частным и комплексным графиками работ.

Сущность сетевых методов планирования управления состоит в том, что альтернативные варианты исследуемого процесса представляются в виде связанного графа (сетевого графика), на основании которого наглядно выявляются практические рекомендации. Сетевой график является моделью процесса, он отражает логическую взаимосвязь, а также взаимобусловленность этапов и операций процесса. Таким образом, сетевые методы связаны с управлением дискретно изменяющимися по операциям и этапам процессами. В качестве критерия оптимального варианта плана используются время, стоимость выполнения работ, эффективность системы, надежность ее функционирования. Исследование ведется при определенных ограничениях, например по составу исполнителей, ресурсам и др. При таком отображении множества возможных вариантов процесса возникают как однокритериальные, так и многокритериальные задачи. Лучший вариант плана выбирается на основе обобщенных ограничений, уступок и др. Для однокритериальных задач решение ищут обычно ручным способом на основе непосредственного анализа графиков. В случае использования ЭВМ процесс представляют в виде матриц состояний. Тогда лучший вариант и его параметры определяют путем перебора альтернативных вариантов с помощью алгоритмов динамического программирования, случайного поиска и др.

При аналитическом исследовании сетевой график является, по существу, формальной моделью, он не только служит целям более наглядного представления процесса, но и облегчает формирование математической модели. Мате-

матическая модель такого исследования может быть как детерминированной, так и стохастической. В системе СПУ к сетевым графикам предъявляют следующие требования: график должен обеспечивать определение критического пути, на котором целевая функция имеет максимум или минимум; внесение изменений не должно требовать существенного перестроения графика; все операции должны изображаться на графике от начала до достижения цели.

Заметим, что при составлении сетевых графиков понятие *операция* используется в широком смысле как трудовой процесс с затратой времени и средств. Обычно операция — это работа. Иногда это операция ожидания, когда не требуется затрат труда и средств, но необходимо время; фиктивная операция, когда одна работа не может быть начата, пока не завершится другая. Исходные состояния и конечные результаты операций, называемые событиями, представляются в вершинах сетевого графика кружками с номером события (рис. 11.2.2). События (кружки) соединяются дугами (стрелками), обозначающими операции. Фиктивные операции обозначаются пунктиром, остальные — сплошными линиями. Над стрелками надписываются величины, характеризующие операцию (время, затраты средств и др.). Каждая операция обозначается номером ее начального и конечного события, например t_{24} .

При построении сетевых графиков соблюдают следующие правила: график не должен

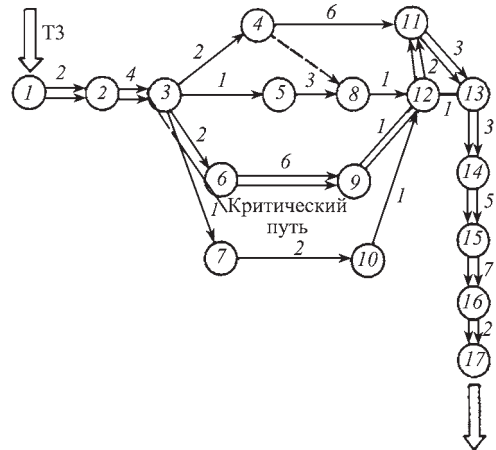


Рис. 11.2.2. Пример сетевого графика проектных работ

иметь контуров; график должен быть связанным, т.е. не должен иметь событий, после которых не начинается какой-либо работы за исключением завершающей; график не должен иметь каких-либо скрытых связей; в случае параллельных операций, а также при наличии операций ожидания и фиктивных операций каждое частное событие должно быть представлено своей линией. Большие быстроедействие и память ЭВМ позволяют формировать и более сложные модели на основе использования сетевых графиков работ, когда каждой вершине соответствует, например, целевая функция в виде суммарных затрат на проведение работ в зависимости от надежности, времени, затрачиваемого на операцию, и объема мероприятий, проводимых с объектом управления на каждой дуге различным составом технического персонала, при выполнении дисциплинирующего условия по требуемой эффективности объекта и соблюдении ограничений на время работ и по нагрузке части исполнителей.

В качестве примера ручного счета рассмотрим простейший приведенный выше сетевой график выпуска чертежей узла ЛА (см. рис. 11.2.2). В этом случае критический путь $t_{\max} = t(1, 2, 3, 6, 9, 12, 11, 13, 14, 15, 16, 17) = 33$ дня. Наиболее ранний срок $t_p(j)$ наступления j -го события определяется последовательно от исходного события сети к завершающему по пути максимальной продолжительности:

$$t_p(j) = t_p(i) + t(i, j),$$

где $t_p(i)$ — ранний срок предшествующего события; $t(i, j)$ — продолжительность операции перехода от события i к событию j .

Например, для события $i = 10$ имеем $t_p(10) = t_p(7) + t(7, 10) = 7 + 2 = 9$ дней. Наиболее поздний допустимый срок наступления i -го события

$$t_n(i) = t_n(j) - t_n(i, j),$$

откуда для события $i = 10$ получаем $t_n(10) = t_n(12) - t_p(10, 12) = 15 - 1 = 14$ дней. Резерв времени

$$R(i, j) = t_n(i) - t_p(i).$$

В данном примере $R(10) = t_n(10) - t_p(10) = 14 - 9 = 5$ дней. Время на операцию с учетом резерва

$$R(i, j) = t_n(i) - t_p(j) + t(i, j).$$

Например, для операции 10, 12

$$R(10, 12) = t_n(10) - t_p(10) + t(10, 12) = 14 - 9 + 1 = 6 \text{ дней.}$$

Заметим, что когда операция входит в состав нескольких путей и обладает соответственно различными резервами, то полным резервом называют наименьший из них. Если использование резерва не влияет на сроки начального и конечного событий других операций, то такой резерв называют независимым.

Таким образом, сетевое планирование управлением, основанное на применении сетевых моделей (графиков), позволяет наглядно представить процесс, выявить с нужной степенью детализации необходимые работы, установить взаимосвязь между ними, прогнозировать наиболее сложные (критические) участки и сконцентрировать внимание на выполнении операций именно на этих участках, заранее проводить сравнение альтернативных вариантов плана и выбирать лучшее управление, а именно чередование работ, расстановку кадров, использование ресурсов и др.

Глава 11.3

СОВРЕМЕННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ В ПРОЦЕССАХ ПРОЕКТИРОВАНИЯ И УПРАВЛЕНИЯ РАЗРАБОТКОЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Интенсивное развитие наукоемкой промышленности индустриально развитых стран мира в последние годы обеспечивается разработкой и внедрением высоких технологий. Практически все государства заинтересованы в развитии таких технологий, эффективность которых очевидна из следующего сопоставления удельной стоимости продукции (стоимости изготовления 1 кг), дол.:

авиационно-космический ЛА	1000
бытовая электронная техника	100
автомобиль	30
широко используемые продукты	
питания	1

Эти технологии к началу 1970-х гг. позволили академику С. П. Королеву объединить усилия более 600 предприятий и коллективов, что явилось прообразом виртуальных предприятий современности.

В процессе создания орбитального корабля «Буран» потребовалось решать многочисленные качественно новые проблемы. Наиболее яркие и, соответственно, наиболее сложные из них — автоматическая посадка полностью автоматизированного корабля и тепловая защита алюминиевой конструкции при возвращении из космоса, когда внешняя температура поверхности корабля достигала 1500 °С. Кроме ученых и инженеров авиационно-космической отрасли необходимо было участие в работе химиков, металлофизиков, математиков, строителей аэродромов и новых заводов, создателей новых материалов, новой вычислительной техники и многих других специалистов. Для решения этих проблем было привлечено более 1200 организаций 11 отраслей. Поэтому было необходимо создание такой структуры взаимодействия предприятий, которая гарантировала бы единство исходных научно-инженерных данных в сочетании с согласованными сроками и их обеспечением при минимуме чертежной документации и максимуме цифровой информации.

Объединенную информационную и контрольно-управляющую структуру проекта создавали, основываясь на документации НПО «Молния» как на исходной информации, при этом учитывали следующие этапы деятельности:

создание математических моделей орбитального корабля «Буран»;

осуществление полунатурного моделирования; осуществление летных испытаний;

запуск в производство; эксплуатация.

Создание единой базы данных изделия и на ее основе единой информационной контрольно-управляющей структуры в последнее время называют созданием виртуальных предприятий.

Виртуальное предприятие — это такое предприятие, которое организуется из различных предприятий на контрактной основе, не имеет единой юридической структуры, но обладает единой информационной структурой в целях создания и использования компьютерной поддержки всех этапов жизненного цикла аэрокосмических систем.

Виртуальное предприятие создается путем объединения организационно-технологических ресурсов различных организаций и их интеграции. В ряде случаев требуется оснащение предприятий необходимым оборудованием, обеспечивающим выполнение постав-

ленной задачи. Для этого используется компьютерная сеть в виде гибкой и динамической структуры, приспособленной для скорейшего выпуска новых аэрокосмических систем и их оперативной поставки на рынок.

Создание такой единой открытой организационно-производственной структуры, объединяющей различные организации вокруг процессов, осуществляемых на этапах жизненного цикла аэрокосмических систем, приводит к тому, что границы между взаимодействующими организациями становятся прозрачными и подвижными.

При работе над таким крупным объектом, как многоразовый космический корабль «Буран», возникла необходимость объединения различной организационной деятельности на единой методологической основе.

В основу создания виртуального предприятия была положена единая методика последовательного математического, полунатурного и летного моделирования. Только благодаря жесткому внедрению этого метода удалось гарантированно обеспечить такой высокий уровень отработки отдельных элементов «Бурана» и системы в целом, который сделал возможным успешный полет и блестящую посадку «Бурана».

Этап математического моделирования — это первый этап в уточнении как отдельных составляющих, так и системы в целом. С помощью математической модели орбитального корабля осуществлялись проверки влияния внешних воздействий и различных отказов. Этап полунатурного моделирования объединял натурные агрегаты с математическими моделями внешних воздействий при имитации отказов. Кроме того, на стенде полунатурного моделирования система в целом проходила отработку вместе с летчиками по программе полетов летающих лабораторий и только после такой проверки завершалась отработка в полете.

Обобщение накопленного опыта имеет принципиальное значение, позволяющее обеспечить качественное и своевременное выполнение крупных проектов при минимальных трудовых затратах. При этом необходимо учитывать опыт ряда зарубежных фирм («Боинг», «Аэроспасьяль» и др.), которые в 1980–1990-х гг. интенсивно разрабатывали структуры информационных систем на основе компьютерных технологий.

Концептуальное проектирование виртуальных предприятий по созданию аэрокосми-

ческих систем есть процесс организационного проектирования в условиях междисциплинарного обмена знаниями о материальных и информационных объектах при интеграции предприятий.

При формировании принципов и спецификаций, положенных в основу методологии концептуального проектирования виртуальных предприятий, использовались следующие положения:

в создании многоцветного космического корабля «Буран» участвуют многие организации, имеющие различное географическое положение, различные стили работы и реализующие различные процессы по созданию «Бурана»;

организации, участвующие в создании «Бурана», выполняют различные роли (конструкторы, технологи, строители, производители и т.д.);

для всех участвующих в данном процессе организаций объект реализации один — многоцветный космический корабль «Буран».

В качестве основных принципов концептуального проектирования виртуального предприятия по созданию многоцветного космического корабля «Буран» были приняты принцип классификации знаний о материальных и информационных объектах и принцип применимости знаний о материальных и информационных объектах в организационном проектировании. Их реализация на ранней стадии создания «Бурана» должна была обеспечить:

увеличение технических, производственных и экономических возможностей организаций — участниц создания «Бурана» посредством организации динамического взаимодействия между ними;

облегчение вхождения малых, средних и крупных предприятий в совместное сотрудничество;

содействие использованию распределенных услуг, оказываемых различными организациями, посредством проектирования единой информационной модели структур предприятий и процессов, осуществляемых в них, по созданию многоцветного космического корабля «Буран».

Реализация принципа классификации знаний о материальных и информационных объектах вызвала необходимость создания единого словаря понятий и определила следующие проблемы:

одновременное существование двух противоположных тенденций — усиливающейся

дифференциации знаний, с одной стороны, и стремление к интеграции знаний — с другой;

необходимость осуществления классификации знаний о материальных и информационных объектах достаточно универсальными способами и с возможностью практической реализации.

Можно назвать следующие причины, обусловившие эти проблемы:

фрагментарность и раздробленность знаний о материальных и информационных объектах, используемых на различных этапах жизненного цикла «Бурана», и отсутствие в них гармонии и единства;

существование различных систем классификации знаний о материальных и информационных объектах, усиливающее их дифференциацию;

зависимость интеграционных тенденций при создании единого словаря понятий, используемого в концептуальном проектировании жизненного цикла «Буран», от возможности и желания их реализации разработчиками программного обеспечения различных компьютеризированных систем.

Реализация принципа применимости знаний о материальных и информационных объектах в концептуальном проектировании выявила проблему, связанную с неполнотой формального описания многих процессов, осуществляемых при создании «Бурана»; проблемы формального описания структур организаций, участвующих в создании «Бурана»; проблему интеграции описаний процессов и структур организаций. Эти проблемы разрешились в процессе концептуального проектирования виртуального предприятия по компьютерной поддержке жизненного цикла «Бурана» благодаря разработке функционально-структурных спецификаций (функционально-структурных взаимодействий) на основе использования единого словаря понятий.

В создании методологии (в дальнейшем называемой «Интегро») процесс концептуального проектирования рассматривается как процесс разработки различных описаний, необходимых и достаточных для создания виртуального предприятия. Первоначально при всем возможном многообразии таких описаний все они должны были удовлетворять определенным требованиям и обладать следующими свойствами:

однозначным толкованием формы представления информации, используемой в различных описаниях;

однозначным толкованием семантики понятий, используемых в различных описаниях, и описываемых предметных областей в целом;

возможностью корректной компьютерной обработки данных, относящихся к различным аспектам проектирования и функционирования виртуального предприятия по созданию многоразового космического корабля «Буран».

Уже значительно позже было выдвинуто дополнительное требование — соответствия действующим и разрабатываемым международным стандартам на представление (описание) данных.

С учетом изложенного были разработаны следующие виды описаний, использованные в концептуальном проектировании многоразового космического корабля «Буран».

1. Единый словарь понятий — это классифицированный перечень понятий, используемых при описании процессов создания «Бурана», осуществляемых в рамках структурных подразделений организаций, участвующих в его создании. Словарь понятий формирует единое стандартизованное семантическое пространство, на основе и в рамках которого формируются все другие описания виртуального предприятия и осуществляется взаимодействие всех его участников.

2. Структурные спецификации — это описание виртуального предприятия по созданию многоразового космического корабля «Буран» с точки зрения его организационно-производственной структуры, предназначенной для обеспечения реализуемости функциональных спецификаций в рамках рассматриваемого виртуального предприятия. В основу структурных спецификаций (структурных моделей) заложено представление организационно-производственной структуры виртуального предприятия в виде унифицированного производственного элемента, декомпозируемого в соответствии с определенными правилами для представления элементов организационно-производственной структуры виртуального предприятия различного уровня иерархии. За каждым унифицированным производственным элементом закрепляется один или несколько процессов, описанных в функциональных спецификациях виртуального предприятия. Справедливо и обратное: любой процесс, определенный в функциональных спецификациях виртуального предприятия, должен выполняться в унифицированном про-

изводственном элементе, являющемся элементом структурных спецификаций этого же виртуального предприятия.

3. Функциональные спецификации — это описание функционирования виртуального предприятия по созданию «Бурана» на всех этапах его жизненного цикла.

4. Коммуникационные спецификации — это описание виртуального предприятия по созданию многоразового космического корабля «Буран» с точки зрения формирования требуемых для его функционирования информационных и материальных потоков и технических средств этих потоков: вычислительных сетей различного вида для электронных информационных потоков, маршрутов документооборота для неэлектронных носителей информации, схем и карт грузопотоков и т.д. В основе проектирования коммуникационных спецификаций лежат комплексное представление элементов функционально-структурной модели виртуального предприятия в виде «организационного процесса» и установление возникающих в его рамках определенных отношений. Классификация этих отношений и включение их в единый словарь понятий должны обеспечить возможность применения различных международных стандартов.

5. Информационные спецификации — это описание виртуального предприятия по созданию многоразового космического корабля «Буран» с точки зрения структуры информационных потоков в его рамках. В последнее время с помощью данной методологии информационные спецификации формируются по правилам, определенным в международном стандарте ИСО 10303, и обеспечивают единое информационное пространство для всех участников виртуального предприятия.

Методология «Интегро» дополняет известные сегодня методологии механизмом однозначной семантической идентификации всех элементов функциональных, структурных и коммуникационных спецификаций. Это позволяет обеспечить внутреннюю согласованность функционально-структурных спецификаций, строить ограничения на состав функционально-структурных спецификаций и взаимосвязи между их элементами, формировать набор альтернативных решений в ходе проектирования функционально-структурных спецификаций.

Механизм семантической идентификации построен на основе присвоения элементу

функциональной или структурной спецификации понятия, описывающего его смысловую нагрузку.

В рамках проекта создания многоразового космического корабля «Буран» был разработан инструментальный комплекс «Интегро» — программное средство реализации одноименной методологии на этапе концептуального проектирования виртуального предприятия.

В инструментальном комплексе «Интегро» поддержка управления словарями понятий реализована в модуле словаря понятий. Пользовательский интерфейс модуля словаря понятий представляет широкие возможности по редактированию и применению словарей понятий в сочетании с максимальной простотой и удобством работы с его инструментальными средствами. В модуле словаря понятий реализована контекстная защита от неверных действий пользователя, которая, в частности, делает невидимыми или «замораживает» органы управления, использование которых не предусмотрено в его текущем состоянии. Модуль словаря понятий поддерживает работу с несколькими словарями и позволяет организовать поиск понятия по заданному набору его свойств.

Данный модуль может и работать автономно, и вызываться из интегрированной среды концептуального проектирования «Интегро». Автономная работа модуля соответствует случаю формирования словаря понятий в процессе концептуального проектирования. Разработчик словаря понятий — специалист в соответствующей области аэрокосмических систем. Используя инструментальные программные средства этого модуля, он имеет возможность отобразить эту предметную область в виде некоторой иерархической структурированной системы понятий, т.е. построить классификатор понятий заданной предметной области. Между понятиями могут быть установлены отношения типа «общее — частное», формирующие иерархическую структуру словаря понятий. Другие отношения («ассоциации») могут произвольно задаваться разработчиками словаря исходя из решаемой задачи. С каждым понятием может быть связано произвольное число свойств, называемых представлениями понятия. В качестве представления понятия может выступать, например, функциональная или структурная спецификация, информационная спецификация, доку-

мент, другие формы представления данных. Выбор конкретного представления целиком определяется разработчиком словаря на основе семантики этого понятия.

Для создания конкретной спецификации модуль словаря понятий вызывают из модуля проектирования функциональных и структурных спецификаций. Разработчик функциональной или структурной модели виртуального предприятия пользуется словарем понятий для того, чтобы выбрать из него включаемые в модель понятия. При этом для декомпозируемых моделей словарь автоматически ограничивает области поиска понятий согласно с отношением «общее — частное», определенным для соответствующих понятий словаря.

Наиболее ярко и полно использование методологии «Интегро» было осуществлено при создании теплозащиты многоразового космического корабля «Буран». В рамках компьютеризированного интегрированного производства была реализована безбумажная технология по проектированию и производству 38 000 теплозащитных плиток. Эти плитки своей внешней поверхностью определяли аэродинамическую форму орбитального корабля, а их внутренняя поверхность должна была сопрягаться с его металлической конструкцией. Таким образом, компьютеризированное интегрированное производство теплозащиты являлось массовым производством единичных изделий, где наиболее удачно были реализованы средства и методы гибкой компьютеризации.

Суть построения функциональной спецификации процесса создания теплозащитного покрытия многоразового космического корабля «Буран» с помощью методологии «Интегро» заключалась в последовательном нисходящем проектировании (детализации) процессов изготовления теплозащитных покрытий и их отдельных этапов.

Структурные спецификации, разработанные в методологии «Интегро» при описании виртуального предприятия по созданию многоразового космического корабля «Буран», дополняли известные методологии методами описания различных структур (производственных, организационных) организаций, участвующих в создании «Бурана». При разработке структурных спецификаций считалось, что на каждом уровне иерархии объект типа «организация» состоит из двух логических компонент — блока (органа) управления и блока (органа) исполнения. Эти логические компо-

ненты представляли собой формальную конструкцию, интерпретируемую как элементы производственных и организационных структур организации.

Для описания объекта типа «организация» были определены декомпозиция управляющего блока на совокупность подразделений управления, выполняющих функции управления на нижестоящем уровне иерархии, и декомпозиция исполнительного блока на совокупность подразделений исполнения, выполняющих функции исполнения на нижестоящем уровне иерархии.

Для каждого объекта типа «организация» были определены связи-отношения между двумя объектами типа «организация» и связи-отношения между разнородными характеристиками одного объекта типа «организация». Характеристики объекта типа «организация» подразделялись на характеристики его производственной и организационной структур управления.

Модуль проектирования коммуникационных спецификаций предназначался для описания виртуального предприятия по созданию многоразового космического корабля «Буран» с точки зрения построения коммуникационных структур виртуального предприятия для информационных и материальных объектов.

Основными этапами построения коммуникационных структур виртуального предприятия являлись:

формирование структуры «организованного» процесса создания «Бурана»;

построение сечения «организованного» процесса создания «Бурана»;

построение общей коммуникационной структуры сечения;

разделение общей коммуникационной структуры сечения на коммуникационную структуру информационных объектов и коммуникационную структуру материальных объектов.

Модуль проектирования информационных спецификаций «Интегро» представляет собой интегрированную среду разработки информационных моделей в соответствии с требованиями стандарта ИСО 10303. В состав «Интегро» входят:

модуль текстового редактора EXPRESS;

модуль графического редактора EXPRESS-G;

модуль компилятора EXPRESS;

генератор текстов на языке C++;

модуль загрузки и выгрузки данных в текстовом формате обменного файла в соответствии со стандартом ИСО 10303.

Модуль проектирования информационных спецификаций может вызываться как из модулей функционально-структурного проектирования и словаря понятий, так и автономно.

При автономной работе модуль представляет пользователю все технические средства, необходимые для создания информационных моделей, в соответствии со стандартом ИСО 10303. Текстовый и графический редакторы модуля «Интегро» позволяют манипулировать текстовым и (или) графическим представлением информационных объектов, преобразовывать в процессе работы одну форму описания в другую, создавать новые объекты, сохранять результаты и т.д. Из окна текстового или графического редактора могут быть вызваны остальные компоненты модуля: транслятор, конвертер, утилиты загрузки и выгрузки. Сюда же направляются все сообщения об ошибках, возникающих в процессе работы с информационными объектами.

Транслятор осуществляет формальную проверку соответствия транслируемой схемы синтаксису языка EXPRESS, помогая выявить и устранить имеющиеся ошибки. Если ошибок не обнаружено, транслятор преобразует исходный текст на языке EXPRESS во внутреннее представление, хранимое в специальной репозитории SDAI-dictionary. В соответствии со стандартом в этом репозитории хранятся описания схем, с которыми могут работать приложения. С того момента, как схема оттранслирована в SDAI-dictionary, любое приложение может, применяя стандартные механизмы доступа, корректно читать и писать данные, структура которых описывается этой схемой. Результаты трансляции могут быть оформлены в виде протокола, затем используемого при программировании соответствующих приложений.

Язык EXPRESS является декларативным, т.е. он позволяет описать информационные объекты и их взаимосвязи, но не позволяет манипулировать ими. Поэтому для создания приложений, обрабатывающих эти данные, необходимо использование одного из существующих языков программирования. Из языков программирования, для которых в стандарте ИСО 10303 определен механизм отображения конструкций языка EXPRESS, в «Интегро» используется язык C++. Включенный в состав

«Интегро» конвертер описания информационных объектов из EXPRESS-формы в семантически эквивалентные конструкции языка C++ позволяет для любой оттранслированной схемы получить исходный текст на языке C++, содержащий как все необходимые описания структур данных, так и обращения к подпрограммам, организующим стандартным образом взаимодействие приложения с банками информации (репозиториями). При этом большинство таких операций, как открытие или закрытие объекта, чтение из репозитория в оперативную память или сохранение объекта в репозитории, выполняется автоматически.

Последняя из описываемых компонент модуля «Интегро» — утилиты загрузки и выгрузки данных в формате обменного файла. Обменный файл — это определенный в стандарте ИСО 10303 независимый формат представления данных, основанный на текстовом выражении информации в кодировке ASC и пригодный для обмена как между приложениями на различных компьютерных платформах (если они не объединены в одну информационную сеть соответствующими средствами), так и между приложениями различных независимых производителей, не интегрированных в единую систему и использующих различные механизмы внутреннего представления данных в репозитории.

При вызове модуля «Интегро» из модуля функционально-структурного проектирования информационная спецификация формируется автоматически из функциональной спецификации по определенной методологии «Интегро» — методике формирования информационных сечений функционально-структурной спецификации виртуального предприятия. При необходимости эта спецификация может быть вручную откорректирована в одном из редакторов модуля «Интегро» и откомпилирована для дальнейшего использования приложениями.

При вызове модуля из модуля словаря понятий в редактор загружается модель, определенная как EXPRESS-представление соответствующего понятия.

Модуль стандартного интерфейса доступа к данным «Интегро» позволяет всем приложениям, работающим в рамках стандарта ИСО 10303, — а к их числу относятся и программный продукт «Интегро» — осуществлять стандартным способом доступ к информационным объектам в репозитории, причем вне зависимости от конкретного приложения (или от

разработчика конкретного приложения), а также от конкретной системы управления базой данных (СУБД), из которой физически реализован репозиторий.

Реализация стандартного интерфейса доступа в «Интегро» включает в себя две компоненты: нижнего и верхнего уровней. Компонента нижнего уровня, реализованная в виде динамически подключаемой библиотеки, обеспечивает собственно базовый механизм взаимодействия приложения со средой хранения информации, представляя приложению определенный стандартом набор операций (функций) и транслируя запросы приложения в соответствующие команды СУБД, если используется локальная база данных, или в запросы на языке SQL, направляемые затем серверу SQL. Этот механизм позволяет применять в качестве репозитория практически любые СУБД, в том числе и весьма высокоэффективные, имеющиеся в распоряжении пользователя.

Компонента верхнего уровня, реализованная в виде библиотеки статической компоновки и библиотеки исходных текстов на языке C++, обеспечивает механизм объектно-ориентированной поддержки стандартного интерфейса доступа. Именно к этой компоненте происходит обращение из исходных текстов, полученных при помощи конвертера. Построение компоненты высокого уровня в виде набора из объектной библиотеки, содержащей откомпилированный код, и библиотеки исходных текстов позволяет использовать для разработки приложений различные компиляторы, поддерживающие стандарт языка ANSI C++ 1.5 и выше.

Единое и взаимосвязанное интегрированное управление виртуальным предприятием дает весьма важные преимущества для самого процесса проектирования:

возможность оперативного внесения изменений во все документы проекта, причем согласование документов производится в автоматическом режиме;

возможность автоматизированного и абсолютно надежного контроля за внесением изменений, с одной стороны, и контроля за согласованностью изменений в различных документах — с другой;

возможность блокировки процесса проектирования в случае ошибок и несогласованности действий при внесении изменений.

Изложенное позволяет утверждать, что разработанные в процессе создания многократно

вого космического корабля «Буран» принципы и соответствующие спецификации могут быть использованы в качестве основы создания обобщенной объединенной информационной и контрольно-управляющей структуры практически любого наукоемкого проекта. При этом все рассмотренное выше должно быть увязано с тем оснащением и производственным оборудованием, которым располагают предприятия, входящие в состав объединенной информационной и контрольно-управляющей структуры. Глобальные процессы информатизации и компьютеризации открыли широкие возможности для повышения эффективности осуществления крупных проектов на базе реализации параллельного проектирования, широкомасштабной кооперации и рациональной специализации, унификации и стандартизации проектной, производственной и эксплуатационной документации за счет использования совместной информации в цифровом виде.

Чтобы использовать эти возможности, необходимо организовать в России экспериментальные проекты, в рамках которых следует предусмотреть:

комплекс научно-исследовательских работ по основам реорганизации производственной деятельности в условиях совместного использования информации;

разработку рациональных стандартов и их апробацию в экспериментальных проектах на базе отечественного опыта с учетом международных стандартов;

разработку и осуществление общеобразовательной программы по вопросам, рассматриваемым в экспериментальном проекте.

Реализация таких экспериментальных проектов необходима, чтобы сохранить огромный успешный опыт, который следует использовать в дальнейших подобных крупных проектах. Обобщенный опыт, накопленный при создании многоразового космического корабля «Буран», может послужить основой создания проектных систем высоких и наукоемких технологий.

Особый приоритет в области информационных технологий в последние годы отдается CALS-технологиям (в 1980-х гг. Computer Aided Acquisition and Logistic Support — компьютеризированная поддержка логистических систем, а с 1993 г. Continuous Acquisition and Lifecycle Support — непрерывная поддержка поставок и жизненного цикла). Широкое внедрение CALS-технологий, CAD, CAM, CAE с CIM-

системами (Computer Integrated Manufacturing — системы компьютеризированных интегрированных производств) или системами ERP (Enterprise Resource Planning — планирование ресурсов предприятия) позволяет разработать и внедрить в жизнь действительно интегрированные единые информационные системы создания современных наукоемких изделий как основы корпоративной компьютеризированной интеграции систем управления жизненным циклом современной аэрокосмической техники, в разработке и производстве которой участвует более 1000 предприятий (КБ, НИИ, заводы, объединения). Основная цель CALS-технологий в мировой практике — создание информационной среды для эффективного управления жизненным циклом изделия на всех этапах (включая выработку концепций, научно-исследовательские работы, проектирование, подготовку производства, организацию серийного производства, эксплуатацию, модернизацию, сервис, утилизацию) с непрерывным технико-экономическим анализом рисков и затрат в процессе выбора оптимального решения. Это может быть достигнуто за счет интегрированного информационно-технологического взаимодействия на принципах виртуального предприятия в цепи заказчик — поставщик — потребитель, единых способов представления и обмена электронных данных как основы компьютеризированной интеграции систем управления жизненным циклом высокотехнологичных изделий (систем CAD, CAM, CAE, обеспечивающих автоматизированное проектирование, производство, инженерные расчетные исследования; системы интегрированной логической поддержки применения изделий по назначению), формируемых в соответствии с международными стандартами на программно-инструментальных средствах их поддержки.

Глава 11.4

СЕРТИФИКАЦИЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Сертификация ракетно-космической техники (PKT) — форма осуществляемого органом по сертификации независимого подтверждения соответствия космической техники (КТ), систем менеджмента качества, процессов производства, эксплуатации, хранения, перевозки, реализации и утилизации, выполнения работ

или оказания услуг требованиям технических регламентов, положениям стандартов, условиям договоров или технической документации.

Документом, подтверждающим соответствие РКТ заданным требованиям, является сертификат соответствия.

Сертификация КТ направлена на достижение следующих целей:

- контроль безопасности КТ для окружающей среды, жизни, здоровья граждан, а также их имущества;

- подтверждение показателей качества КТ, заявленных изготовителями;

- создание условий для космической деятельности организаций и граждан Российской Федерации на едином товарном рынке России, а также для участия в международном экономическом, научно-техническом сотрудничестве и международной торговле;

- защита потребителя (заказчика) КТ от недобросовестности изготовителя (поставщика, исполнителя);

- содействие потребителям в компетентном выборе КТ и космических услуг;

- повышение конкурентоспособности КТ;

- создание благоприятных условий для страхования КТ.

Началом работ по сертификации РКТ в нашей стране является 18 июня 1990 г. — дата выпуска совместного приказа Минобщемаши СССР и Госстандарта СССР № 517/103 о начале работ по созданию системы сертификации РКТ. Головной организацией по этим работам был определен ЦНИИмаш.

9 апреля 1992 г. Постановлением Правительства РФ № 233 утверждено Положение о Российском космическом агентстве (РКА), которым на РКА возложена организация сертификации космической техники научного и социально-экономического назначения.

Вышедшим 20 августа 1993 г. Законом РФ № 5663-1 «О космической деятельности» введена обязательная сертификация РКТ, ее организация возложена на федеральный орган исполнительной власти по космической деятельности (в 1993 г. — РКА).

Во исполнение указанных нормативно-правовых актов РКА, Госстандарт РФ, ЦНИИмаш, ВНИИстандарт Госстандарта РФ и Центр сертификации ракетно-космической техники (ЦСКТ), образованный ведущими институтами отрасли в 1992 г., провели комплекс работ по созданию Федеральной системы сертификации космической техники (ФСС

КТ) и выпуску основных нормативных документов по сертификации. В 1995 г. эта работа была закончена и приказом РКА от 1 июня 1995 г. ФСС КТ была введена в действие.

22 июня 1995 г. Госстандарт осуществил государственную регистрацию ФСС КТ.

Нормативно-правовой базой сертификации РКТ являются:

- Закон Российской Федерации от 20 августа 1993 г. № 5663-1 «О космической деятельности» с изменениями и дополнениями, внесенными Федеральным законом от 29 ноября 1996 г. № 147-ФЗ;

- Федеральный закон «О техническом регулировании» от 27 декабря 2002 г. № 184-ФЗ;

- Федеральный закон «О поставках продукции для федеральных государственных нужд» в редакции от 6 мая 1999 г. № 97-ФЗ;

- Положение о Федеральном космическом агентстве, утвержденное Постановлением Правительства Российской Федерации от 26 июня 2004 г. № 314.

- Правила проведения сертификации в Российской Федерации, утвержденные Постановлением Госстандарта России от 10 мая 2000 г. № 26;

- Порядок проведения сертификации продукции в Российской Федерации, утвержденный Постановлением Госстандарта России от 21 сентября 1994 г. № 15.

В соответствии со ст. 6 Закона Российской Федерации «О космической деятельности» на Федеральное космическое агентство возложена задача организации сертификации космической техники научного и социально-экономического назначения и обеспечения космической деятельности необходимой нормативно-технической документацией. Согласно ст. 10 этого Закона космическая техника, включая космические объекты, наземные и иные объекты космической инфраструктуры, создаваемые в научных и социально-экономических целях, подлежит проверке на соответствие требованиям, установленным законодательством Российской Федерации (сертификации).

При сертификации КТ, систем менеджмента качества и космических услуг применяются нормативные документы, введенные в действие Федеральным космическим агентством в установленном порядке, а также учитываются требования контрактов и договоров, технических заданий на выполнение работ по созданию КТ или предоставлению космических услуг.

Сертификация КТ, систем менеджмента качества и космических услуг проводится на соответствие обязательным требованиям следующих нормативных документов:

отраслевых нормативных документов по порядку создания и применения РКТ;

технических регламентов (общих и специальных);

межгосударственных, национальных и отраслевых стандартов, норм, правил и других нормативных документов федеральных органов исполнительной власти, применяемых в области создания и использования КТ;

международных и региональных стандартов, введенных в действие в Российской Федерации в установленном порядке;

технической документации на КТ.

Организационно ФСС КТ состоит из:

центрального органа системы. В его состав входят Управляющий совет (председатель — заместитель руководителя Роскосмоса), научно-методический совет (председатель — один из руководителей ЦНИИмаш), апелляционная и аттестационная комиссии (их председатели — ответственные работники Роскосмоса);

органов по сертификации и испытательных центров (лабораторий). Головной исполнительный орган ФСС КТ — Центр сертификации РКТ (ЦСКТ), являющийся независимым юридическим лицом;

экспертов ФСС КТ.

Назначение системы — организация и проведение независимой (от поставщика и потребителя) оценки соответствия КТ, объектов космической инфраструктуры, предусмотренной законодательными и нормативно-правовыми актами Российской Федерации.

Правила сертификации космической техники предусматривают:

1. Научно-техническую экспертизу проектно-конструкторских работ, наземных и летных испытаний на всех этапах создания РКТ, предусмотренных нормативной документацией ракетно-космической промышленности по порядку создания и применения КТ. Выдачу сертификатов ФСС КТ, подтверждающих соответствие космической техники заданным требованиям.

2. Сертификацию систем менеджмента качества организаций — разработчиков и изготовителей КТ.

3. Сертификацию экспериментальной базы.

4. Инспекционный контроль (не реже одного раза в год) сертифицированных изделий

КТ, систем менеджмента качества и экспериментальной базы.

Основными задачами, выполняемыми ФСС КТ, являются:

установление и осуществление процедур сертификации КТ, систем менеджмента качества и космических услуг по правилам ФСС КТ;

контроль за соблюдением правил сертификации и качества сертифицированных изделий КТ и космических услуг;

инспекционный контроль сертифицированных систем менеджмента качества;

инспекционный контроль сертифицированной продукции;

осуществление процедур аккредитации органов по сертификации, испытательных лабораторий (центров);

инспекционный контроль за деятельностью органов по сертификации и испытательных лабораторий (центров);

нормативное и информационное обеспечение работ по сертификации КТ, систем менеджмента качества и космических услуг;

подготовка и аттестация экспертов, привлекаемых к работам по сертификации в рамках ФСС КТ;

осуществление процедур взаимного признания сертификатов, знаков соответствия и результатов испытаний КТ, а также взаимодействия с международными, региональными и национальными системами сертификации;

ведение Реестра ФСС КТ.

ФСС КТ распространяется на КТ, на системы менеджмента качества организаций (включая системы менеджмента качества организаций — разработчиков и изготовителей боевой ракетной техники стратегического назначения и ракетно-космической техники военного назначения), космические услуги, утилизацию КТ и изделия, изготовляемые по программам конверсии с использованием средств и методов космических технологий.

Основные принципы сертификации космической техники:

сертификация КТ является обязательной для подтверждения требований, установленных в законах Российской Федерации;

в работах по сертификации КТ участвуют организации, признающие и выполняющие правила ФСС КТ, независимо от форм собственности;

к проведению работ в качестве органов по сертификации КТ, систем менеджмента качества и космических услуг допускаются орга-

низации, не являющиеся изготовителями (продавцами, исполнителями) и потребителями (покупателями) сертифицируемой КТ, независимо от их организационно-правовых форм и форм собственности, при условии их аккредитации в установленном порядке.

ФСС КТ взаимодействует на основе соглашений с другими системами сертификации, создаваемыми в Российской Федерации, а также с международными (региональными) системами сертификации других стран. Порядок такого взаимодействия определяется соответствующими международными (двухсторонними) соглашениями (договорами).

Для обеспечения признания сертификатов и знаков соответствия за рубежом правила сертификации КТ базируются на действующих международных нормах, правилах и рекомендациях.

Номенклатуру объектов КТ научного и социально-экономического назначения, подлежащих обязательной сертификации, определяет Федеральное космическое агентство.

Объективность и достоверность подтверждения соответствия КТ предъявленным требованиям обеспечивается соблюдением принципов компетентности и независимости органов по сертификации и испытательных лабораторий (центров) от изготовителей, продавцов, исполнителей и приобретателей, позволяющих исключить возможность коммерческого, административного или какого-либо другого влияния изготовителя или потребителя на результаты сертификации и испытаний. Признание компетентности и независимости органов по сертификации и испытательных лабораторий (центров) осуществляется на основе их аккредитации.

Сертификация изделий КТ осуществляется на основе действующего в Федеральном космическом агентстве порядка создания, производства и эксплуатации (применения) космических комплексов, проведения научно-технической экспертизы результатов выполнения этапов создания КТ. Соответствие КТ предъявляемым требованиям устанавливается по результатам работ, выполняемых на следующих этапах:

- выдачи и согласования тактико-технического задания (технического задания);
- проектирования;
- разработки рабочей конструкторской и технологической документации, подготовки и освоения производства, изготовления опытных образцов;

- автономных испытаний;
- комплексных испытаний;
- лётных испытаний;
- серийного производства, эксплуатации;
- утилизации.

Испытания изделий КТ в обеспечение их сертификации, как правило, совмещаются с испытаниями, предусмотренными конструкторской и эксплуатационной документацией, другой нормативной документацией, планами (графиками) разработки КТ, и проводятся с использованием испытательной базы организаций — разработчиков и изготовителей КТ, эксплуатирующих организаций.

Наряду с обязательной сертификацией КТ в ФСС КТ может проводиться добровольная сертификация изделий КТ, систем менеджмента качества и космических услуг. Добровольная сертификация систем менеджмента качества и космических услуг проводится по инициативе заявителя на основе договоров между ним и органом по сертификации по правилам ФСС КТ.

За первые 10 лет функционирования ФСС КТ проведены работы по сертификации большинства вновь разработанных и модернизированных космических комплексов по Федеральной космической программе, программам международного сотрудничества и коммерческим проектам, включая ФГБ МКС, космические комплексы связи «Ямал-100», «Ямал-200», модернизированные РКК «Протон-М» с разгонным блоком «Бриз-М», РКК «Рокот» с разгонным блоком «Бриз-М», РКК «Союз» с разгонным блоком «Фрегат» при осуществлении международных программ «Марс-Экспресс», «Венера-Экспресс», космические услуги по осуществлению запусков КА по коммерческим проектам.

Проведена сертификация систем качества всех основных предприятий ракетно-космической промышленности, подготовлены высококвалифицированные специалисты в области сертификации РКТ и систем качества предприятий — разработчиков и изготовителей РКТ.

Создание, становление и функционирование ФСС КТ проходило при активном участии специалистов и ученых Роскосмоса, Госстандарта РФ, ЦНИИмаш и ЦСКТ: Ю.А. Мозжорина, В.Ф. Уткина, Н.А. Анфимова, В.Ф. Грибанова, Ю.Г. Милова, С.А. Чернявского, Ю.И. Булгакова, А.Т. Горяченкова, В.А. Полякова, В.И. Кузьменко, В.И. Никуличева, А.Я. Исаева, Е.Н. Лесновского, Ю.И. Сафронова.

СПРАВОЧНОЕ ИЗДАНИЕ

**Абрамов Исаак Павлович,
Алдашкин Иван Васильевич,
Алексеев Эдуард Викторович и др.**

МАШИНОСТРОЕНИЕ. ЭНЦИКЛОПЕДИЯ Том IV-22

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

Книга 2
Часть II

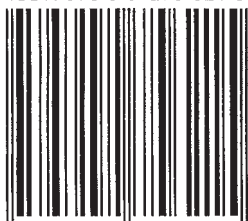
Редакторы *Е.М. Нуждина, И.Н. Мырина*
Дизайнер по переплету *Т.Н. Галицына*
Корректор *Л.И. Сажина*
Инженер по компьютерному макетированию *А.Д. Деева*

Подписано в печать 01.12.2014 г.
Формат 70×100 1/16. Бумага офсетная. Гарнитура NewtonС.
Печать офсетная. Усл. печ. л. 44,85.
Уч.-изд. л. 55,53. Тираж 700 экз. Заказ .

ООО «Издательство Машиностроение»,
107076, Москва, Стромьинский пер., 4.
www.mashin.ru

Отпечатано в ППП «Типография «Наука»
121099, Москва, Шубинский пер., 6

ISBN 978-5-94275-621-5



9 785942 756215