

6Т5.1

ББК 39.52
О-75
УДК 629.7.01

В. П. Мишин, В. К. Безвербый, Б. М. Панкратов, Д. Н. Шеверов

Рецензенты:

академик В. С. Авдусевский, д-р техн. наук проф. М. И. Копытов

Основы проектирования летательных аппаратов (транспортные системы). Учебник для технических вузов/В. П. Мишин, В. К. Безвербый, Б. М. Панкратов и др.; Под ред. В. П. Мишина. — М.: Машиностроение, 1985. — 360 с., ил.

1 р. 20 к.

О 3607000000-234
038 (01)-85 234-85
732545-4

ББК 39.52
6Т5.1

© Издательство «Машиностроение», 1985 г.

ПРЕДИСЛОВИЕ

Проектирование современных автоматических управляемых летательных аппаратов, предназначенных для транспортировки грузов различного назначения на большие расстояния в пределах Земного шара и на орбиты спутников Земли, является сложным творческим процессом. Проектировщик подобных аппаратов должен быть специалистом широкого профиля, владеющим не только теорией и практическими навыками проектно-конструкторских работ, но и обладающим необходимым объемом знаний в смежных областях.

Учебник охватывает широкий круг вопросов проектирования транспортных летательных аппаратов (ЛА) классов баллистических ракет и ракет-носителей и в известной степени обобщает имеющиеся у нас в стране и за рубежом публикации в этой области. Изложение материала в учебнике соответствует методике комплексного проектирования летательных аппаратов в сочетании со средствами и системами, необходимыми для эффективной их эксплуатации и экспериментальной отработки, с учетом долгосрочных целей новой разработки, определенных техническим заданием (ТЗ) заказчика. Обоснование необходимости новой разработки ЛА, разработка ТЗ на вновь проектируемые комплексы ЛА в учебнике рассматриваются лишь в той мере, какая необходима для понимания степени важности новых качеств создаваемой конструкции и выбора технических решений, способствующих получению этих качеств. Такой подход оправдан и тем, что разработка ТЗ является задачей вышестоящих организаций по отношению к конструкторским бюро и отраслевым институтам, непосредственно осуществляющим разработку и создание новых комплексов ЛА.

Главы 1 и 2 написаны В. П. Мишиным, главы 3, 4 и 7 — В. П. Мишиным совместно с В. К. Безвербым, глава 6 — совместно с Б. М. Панкратовым, глава 9 — совместно с Д. Н. Шеверовым. Главы 5 и 8 написаны В. К. Безвербым.

Авторы выражают признательность Н. И. Паничкину и Р. А. Филипповой за помощь при подготовке материалов учебника.

Проектирование является одним из начальных этапов создания современных летательных аппаратов. Непосредственный результат проектирования — проект (латинское *projectus* — «брошенный вперед») — должен отражать общий замысел и план создания летательного аппарата, а также конкретные технические решения по его элементам, агрегатам, бортовым системам.

Проектирование — сложный творческий процесс поиска и нахождения решений, обеспечивающий создание технических объектов, комплексов и систем, удовлетворяющих заданным требованиям.

Затраты на выполнение собственно проекта в сумме общих затрат на создание ЛА с учетом подготовки производства, изготовления опытных образцов и их экспериментальной отработки относительно невелики. Однако безошибочное проектирование предопределяет возможность создания ЛА в установленные сроки и с минимальными суммарными затратами. Такое положение очевидно, поскольку принципиальные ошибки проектирования не могут быть исправлены ни в процессе изготовления опытных образцов ЛА, ни в процессе их экспериментальной отработки без больших материальных затрат и существенного увеличения сроков создания ЛА. А современные ЛА интенсивно совершенствуются, и задержки с созданием опытных образцов могут привести к их моральному устареванию и в конечном счете — к непроизводительным затратам.

Необходима такая методология проектирования ЛА, при которой в наибольшей степени были бы исключены ошибки проектирования, погрешности недостаточной проработки отдельных узлов, агрегатов и систем, несоответствие целям новой разработки возможностей создаваемого ЛА и обслуживающих наземных и прочих систем при ограниченной продолжительности проектных работ. Безусловно, что таким требованиям может удовлетворить только методология комплексного проектирования ЛА с максимальной автоматизацией проектных работ, применением быстродействующей электронной вычислительной и моделирующей техники. Не менее важна для достижения поставленных целей строгая регламентация последовательности и содержания этапов проектирования,

предусмотренная в нашей стране Единой системой конструкторской документации (ЕСКД).

Проектирование транспортных ЛА является дисциплиной, обобщающей закономерности проектных разработок баллистических ракет и ракет-носителей. В зависимости от назначения и места доставки полезной нагрузки транспортные летательные аппараты могут быть разделены на следующие классы:

- баллистические ракеты (БР), доставляющие головные части с зарядами в пределах Земного шара;

- ракеты-носители (РН), доставляющие космические аппараты, космические корабли и станции, а также разгонные блоки на околоземные орбиты и при необходимости возвращающие их на поверхность Земли;

- разгонные блоки (РБ), осуществляющие перевод космических аппаратов, космических кораблей и станций с низких околоземных орбит на высокие орбиты или на траектории межпланетных перелетов.

В учебнике рассматриваются первые два класса транспортных ЛА. В дальнейшем среди класса БР будем выделять баллистические ракеты средней дальности (БРСД) и межконтинентальные баллистические ракеты (МБР). Баллистические ракеты с дальностью полета менее 1 тыс. км в данной книге не рассматриваются.

В классе РН в последнее время развиваются многократные ракеты-носители (МРН), особенностью которых является многократное использование всех или части ракетных блоков, входящих в состав ступеней.

Для рассматриваемых классов транспортных ЛА характерны чрезвычайно высокие скорости движения, принципиально недостижимые для воздушного, водного и прочих видов транспорта. Скорость движения МБР относительно поверхности Земли достигает 26 тыс. км/ч, РН — 29 тыс. км/ч, а при переходе на траектории межпланетных перелетов — до 40 тыс. км/ч и более. Высокие скорости движения таких транспортных ЛА обеспечивают преодоление межконтинентальных расстояний всего за десятки минут. МБР и БРСД используются в интересах обороны, а РН — в интересах народного хозяйства и научных исследований.

Коммунистическая партия и Советское правительство уделяли и уделяют большое внимание развитию ракетной и ракетно-космической техники в Советском Союзе.

В послевоенные годы, несмотря на огромные трудности восстановления народного хозяйства, пострадавшего в результате нападения гитлеровской Германии, в Советском Союзе были созданы МБР с ядерными боеголовками. Возглавили программу их создания академики С. П. Королев и И. В. Курчатов. Впервые в мире МБР была запущена в августе 1957 г. С тех пор МБР надежно охраняют мирный труд народов стран социалистического сотрудничества.

В социалистическом обществе естественно использование достижений науки и техники на благо человечества. Советским Сою-

зом впервые в мире 4 октября 1957 г. был выведен на орбиту искусственный спутник Земли.

Особое место в ряду выдающихся успехов на протяжении всей истории человечества занимает советская программа пилотируемых полетов в космосе.

Впервые в мире пилотируемый космический полет совершил советский гражданин Ю. А. Гагарин 12 апреля 1961 г. Последующие годы ознаменовались целым рядом выдающихся полетов советских космонавтов.

Последнее десятилетие ознаменовалось исключительно эффективным использованием орбитальных комплексов «Салют» — «Союз» — «Прогресс» для нужд народного хозяйства и науки. Периодическое снабжение орбитального комплекса средствами жизнеобеспечения, топливом для поддержания необходимой высоты орбиты и сменной аппаратурой для осуществления научных экспериментов позволило советским космонавтам выполнить ряд долговременных полетов с огромным объемом работы на орбите.

Братские социалистические страны успешно сотрудничают с Советским Союзом в освоении космического пространства по программе «Интеркосмос».

Советский Союз, придерживаясь принципа мирного сосуществования стран с различными социальными системами, постоянно выступает за международное сотрудничество в деле мирного освоения космического пространства.

Ряд крупных программ в освоении космоса выполнено нашей страной совместно с США, Францией, Индией и другими странами.

ГЛАВА I

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О ПРОЕКТИРОВАНИИ ТРАНСПОРТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧ ПРОЕКТИРОВАНИЯ

Современные транспортные летательные аппараты являются сложными инженерными сооружениями, в создании которых участвуют многие отрасли промышленности. Проблемы создания таких ЛА, будь то БР или РН, в первую очередь сводятся к проектной разработке, изготовлению и экспериментальной отработке до требуемой надежности (при минимальной массе конструкции) собственно ракеты, мощных и экономичных ракетных двигателей, полностью автоматической системы управления полетом, а также средств наземного обеспечения эксплуатации ЛА.

Следовательно, объектами проектирования при создании транспортных ЛА являются сложные ракетные комплексы, состоящие из собственно транспортных ракет, полезной нагрузки, наземных средств и служб обеспечения транспортировки, монтажа и подготовки ракет к запуску, а также самих стартовых сооружений и командно-информационного обеспечения запусков. Необходимость взаимного согласования основных данных всех средств и служб (для нормальной эксплуатации транспортных ЛА) предопределяет комплексный характер практически одновременного проектирования и вновь разрабатываемых ракет и наземного обеспечения их сборки, предстартовой проверки и осуществления запусков.

Назначение транспортного ЛА и содержание выполняемых им задач предопределяет требования к его разработке, а также необходимый состав и объем проектных работ. В качестве примера рассмотрим требования к БР, вытекающие из их основного предназначения — поражения наземных целей.

Поражение возможной цели определяется многими факторами, основные из которых следующие:

- размеры и защищенность цели;
- мощность поражающего заряда и точность его доставки к цели;
- время с момента выдачи команды и до момента поражения цели (для целей типа БР, самолетов и других подвижных объектов);
- противодействие средств противоракетной обороны.

Для поражения совокупности целей, определяющей создание данной БР, необходим учет таких факторов, как:

- количество возможных целей;

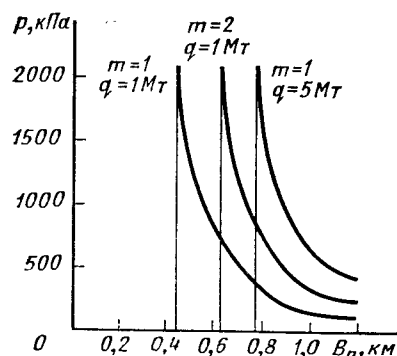


Рис. 1.1. Зависимость необходимой степени защиты p от вероятного кругового отклонения $B_{ц}$, мощности заряда q и количества воздействий m (вероятность поражения $P=0,9$)

— необходимое количество БР (наряд ракет, который должен быть в пределах экономических возможностей страны);

— неуязвимость БР в случае превентивного нападения возможного противника и др.

Исходя из этого, можно сформулировать следующие основные требования к разработке БР, предназначенных для поражения наземных целей.

1. Обеспечение доставки боевых зарядов в заданном диапазоне дальности до района целей.

2. Поражение заданного количества целей одной разделяющейся головной частью.

3. Доставка к цели определенной массы полезной нагрузки, обеспечивающей заданную вероятность поражения. Известно, что вероятность поражения конкретной цели определяется мощностью боевого заряда, точностью стрельбы и степенью защищенности цели (рис. 1.1).

4. Обеспечение необходимой надежности, характеризуемой вероятностью успешного выполнения задач запуска в реальных условиях применения с учетом регламентных работ на боевой позиции, сохранности в случае ракетно-ядерного удара по стартовым сооружениям, успешным выполнением активного участка и участков разведения головных частей, а также преодолением возможного противодействия противника.

5. Максимальная автоматизация и механизация всех работ и процессов при проведении предстартовых операций и в процессе запуска.

6. Модернизация в процессе эксплуатации с целью улучшения летно-технических характеристик и увеличения периода эксплуатации с минимальными затратами материальных средств и времени.

7. Изготовление БР и обслуживающих систем только на основе отечественных сырьевой, металлургической и прочих отраслей промышленности.

Основой боевых ракетных комплексов являются БР. Минимально необходимый комплекс БР, наземных средств, сооружений и служб, обеспечивающих максимальную готовность к запуску и сохранение боеспособности в заданных климатических условиях и в условиях внезапного ракетно-ядерного нападения в течение всего периода эксплуатации, составляет боевой ракетный комплекс (БРК).

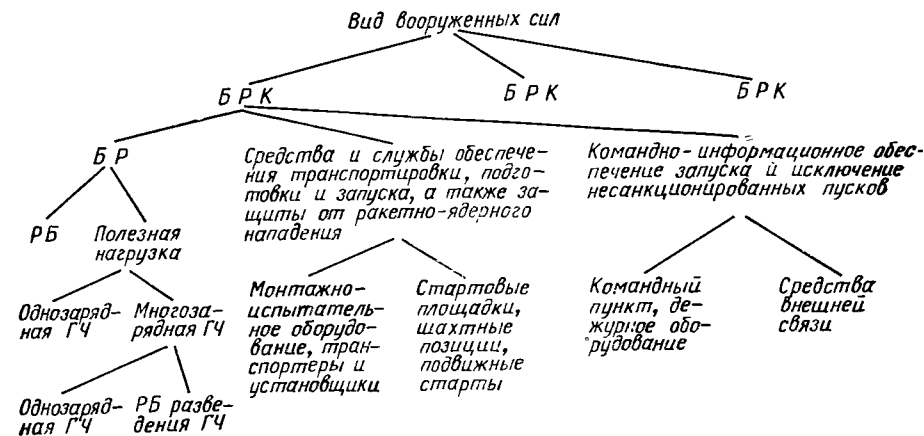


Рис. 1.2. Основные виды вооруженных сил и состав боевых ракетных комплексов (БРК) на базе баллистических ракет (БР):

БР — ракетный блок; ГЧ — головная часть

Боевые ракетные комплексы в зависимости от способа, применяемого для защиты от нападения вероятного противника, типа БР, используемых компонентов топлива, способов обеспечения высокой точности стрельбы подразделяются на:

— шахтные БРК с твердотопливными или жидкостными БР с моноблочной либо разделяющейся головной частью;

— подвижные БРК.

К числу отличительных признаков для БРК можно также отнести следующие способы достижения высокой точности стрельбы: автономные, с применением бортовых приборов наведения, или комбинированные с дополнением бортовых измерений данными, полученными другими средствами.

Независимо от способов сохранения боеспособности БР в условиях ракетно-ядерного нападения противника, применяемых двигателей, топлив и систем управления в состав БРК должны входить:

— средства и оборудование, обеспечивающие максимальную боеготовность группы БР при длительном времени эксплуатации;

— энергетическое обеспечение;

— средства обеспечения жизнедеятельности обслуживающего персонала;

— средства и аппаратура для проведения регламентных проверок и ремонта;

— средства перенацеливания;

— средства и аппаратура для проведения предпусковых операций и пуска БР;

— средства внешней связи с командными пунктами.

В состав вида вооруженных сил входят различные БРК (рис. 1.2). На рис. 1.3—1.10 приведены используемые в различных БРК

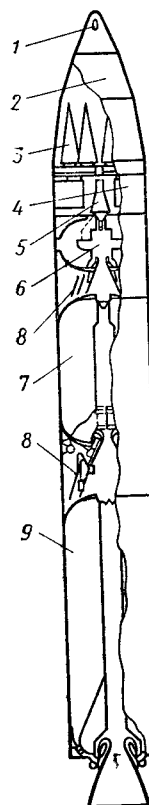


Рис. 1.3. Ракета МХ:

1 — РДТТ увода головного обтекателя (ГО); 2 — ГО; 3 — боевые головные части (10 шт.); 4 — блок разведения ГЧ; 5 — двигатель блока разведения ГЧ; 6 — РДТТ разгонного блока третьей ступени; 7 — РДТТ разгонного блока второй ступени; 8 — складывающееся сопло; 9 — РДТТ разгонного блока первой ступени

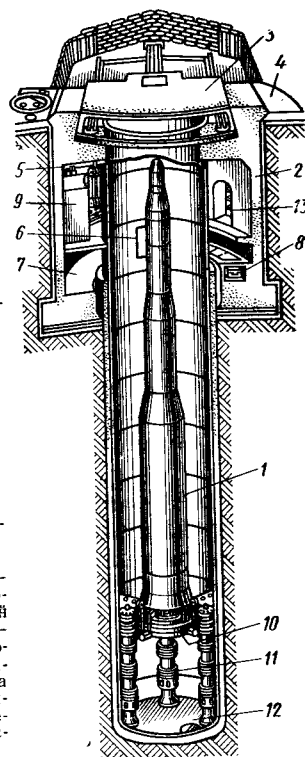


Рис. 1.4. Трехступенчатая БР «Минитмен» в шахте:

1 — БР; 2 — шахтное сооружение; 3 — подвижная крышка; 4 — наземные сооружения; 5 — электромеханический привод; 6 — люк оборудования; 7 — амортизированная площадка для оборудования; 8 — источники энергоснабжения и кондиционеры; 9 — аппаратура управления; 10 — опорное кольцо системы амортизации; 11 — упругие элементы; 12 — отстойник; 13 — компрессорная

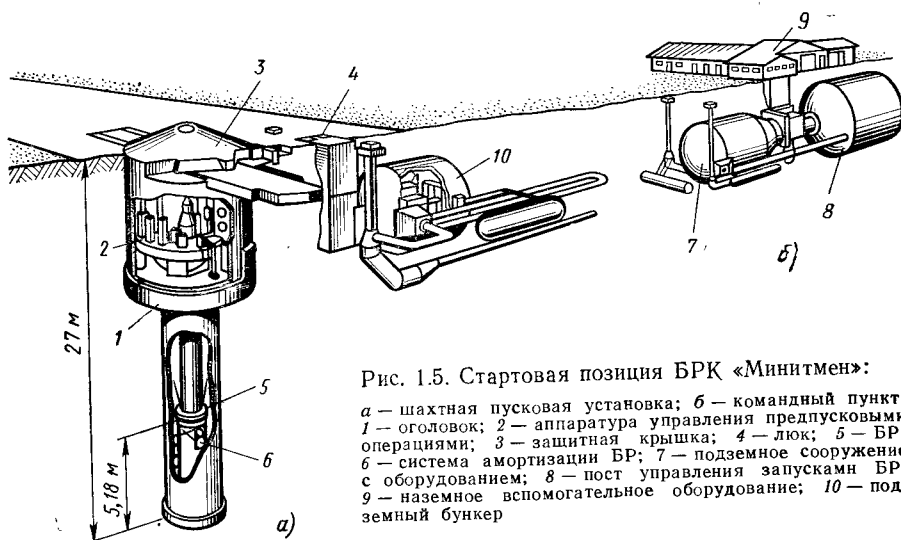
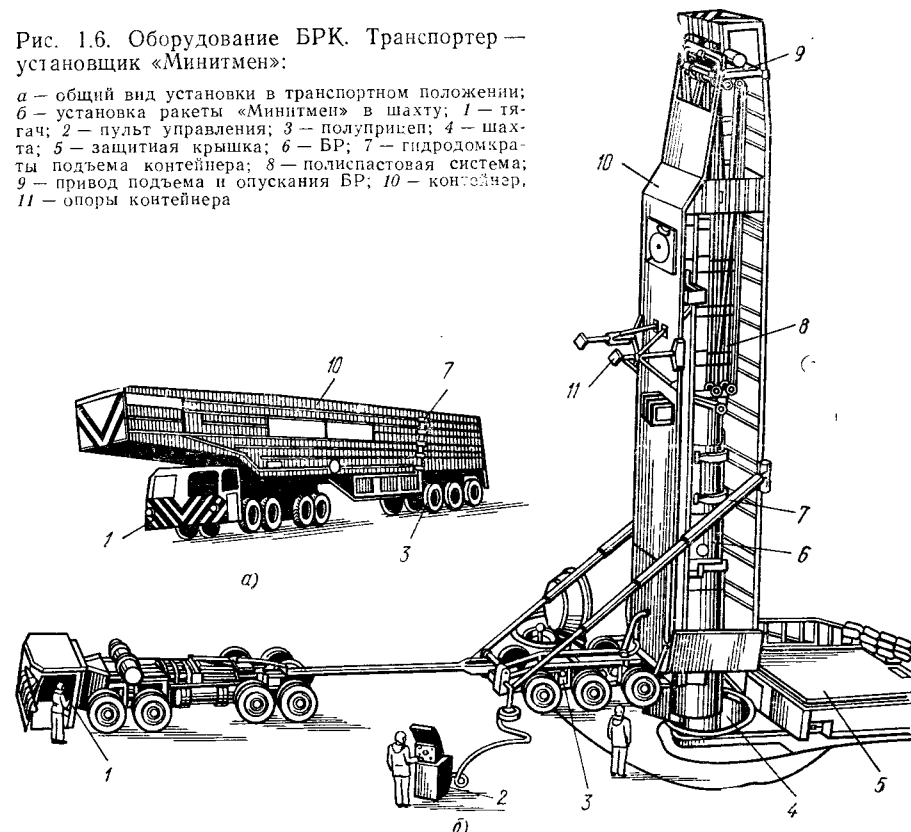


Рис. 1.5. Стартовая позиция БР «Минитмен»:

а — шахтная пусковая установка; б — командный пункт; 1 — оголовок; 2 — аппаратура управления предпусковыми операциями; 3 — защитная крышка; 4 — люк; 5 — БР; 6 — система амортизации БР; 7 — подземное сооружение с оборудованием; 8 — пост управления запусками БР; 9 — наземное вспомогательное оборудование; 10 — подземный бункер

Рис. 1.6. Оборудование БРК. Транспорт — установщик «Минитмен»:

а — общий вид установки в транспортном положении; б — установка ракеты «Минитмен» в шахту; 1 — тягач; 2 — пульт управления; 3 — полуприцеп; 4 — шахта; 5 — защитная крышка; 6 — БР; 7 — гидродомкраты подъема контейнера; 8 — полиспастовая система; 9 — привод подъема и опускания БР; 10 — контейнер; 11 — опоры контейнера



БР, стартовые позиции и прочие элементы. Более подробно основные характеристики приведены в табл. 1 приложения 1.

Несмотря на большое количество возможных вариантов БРК, основных проектно-конструкторских решений существенно меньше, например, вследствие того, что разведение разделяющихся головных частей принципиально одинаково осуществляется в БР наземного и морского базирования, при запуске с подвижного или стационарного стартов. Аналогичные ситуации имеют место при выборе количества ступеней и соотношения ступеней БР, а также тяги двигателей и других основных проектных параметров, которые практически не определяются типом стартовой позиции, способами управления движением и т. д.

В качестве типичного БРК в учебнике рассматривается, например, вариант с жидкостной автономно управляемой БР наземного базирования с разделяющейся головной частью. Выбор жидких компонентов топлива для типичного БРК так же обусловлен широким их использованием в классе ракет-носителей, основное назначение которых как транспортных аппаратов — выведение полезных грузов на орбиты ИСЗ. В числе определяющих требований

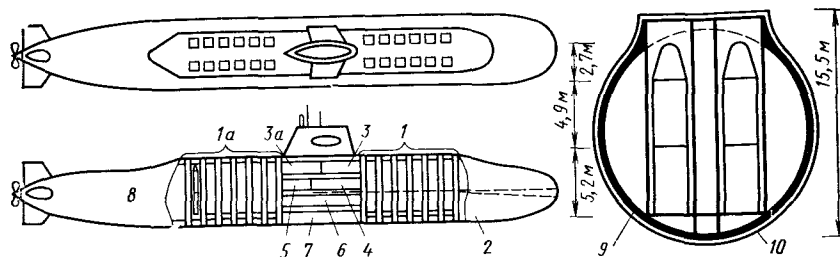


Рис. 1.7. Система «Трайидент»:

1 — передний ракетный отсек; 1а — задний ракетный отсек; 2 — жилые помещения команды; 3 — главный командный пост; 3а — штурманская рубка; 4 — каюты офицеров; 5 — кают-компания; 6 — помещение для системы управления пуском; 7 — помещение для вспомогательного оборудования и аварийной системы электропитания; 8 — отсеки главной энергетической установки; 9 — прочный корпус; 10 — легкий корпус

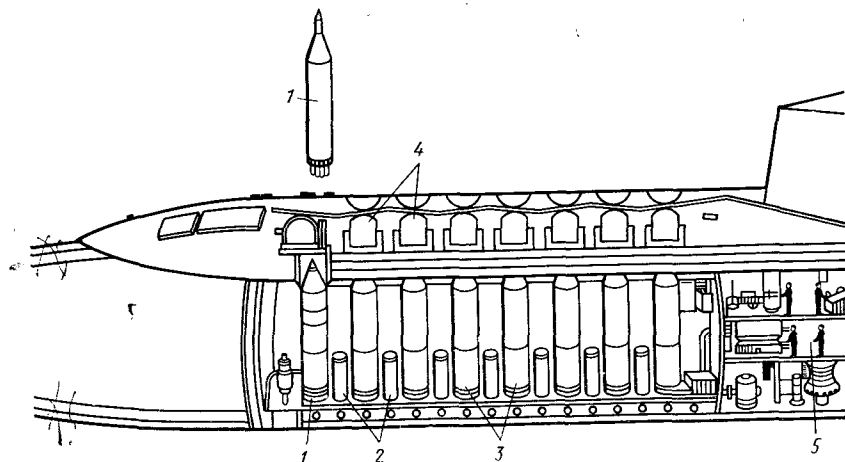


Рис. 1.8. Схема старта БР с подводной лодки:

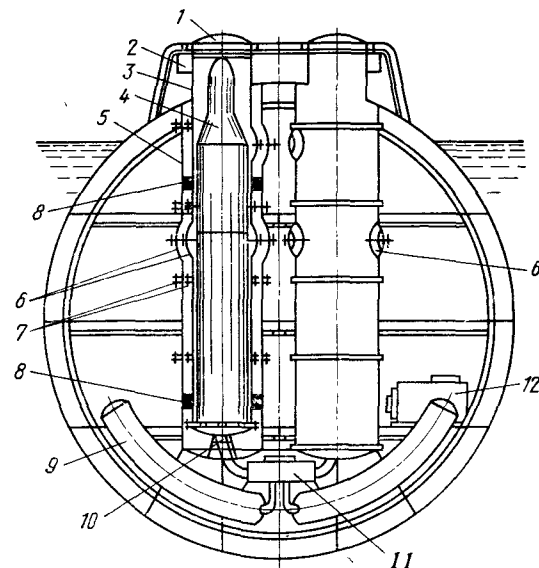
1 — БР; 2 — баллоны со сжатым воздухом; 3 — пусковые шахты; 4 — крышка пусковых шахт; 5 — пост управления запуском БР

к данному классу ЛА должны быть экономичность, в смысле минимальных затрат на выполнение транспортной программы, способность обеспечивать большие грузопотоки при высокой надежности, гарантирующей безопасность экипажа при пилотируемых запусках. Количественными характеристиками, определяющими требования при разработке РН, являются:

- 1) масса полезной нагрузки, выводимая на ОИСЗ в зависимости от высот перигея и апогея, а также наклона орбит;
- 2) диапазоны высот выведения, а также азимутов запусков с учетом конкретных географических условий;

Рис. 1.9. Комплекс пусковых устройств на подводной лодке:

1 — крышка; 2 — механизм открывания крышки; 3 — внутренний цилиндр пусковой шахты; 4 — ракета; 5 — наружный цилиндр пусковой шахты; 6 — смотровые люки; 7 — фланцевые соединения секций цилиндра пусковой шахты; 8 — амортизаторы; 9 — баллоны для сжатого воздуха для пуска ракет; 10 — центрирующее устройство и осевая опора внутреннего цилиндра пусковой шахты; 11 — распределительная коробка системы сжатого воздуха; 12 — электрокомпрессор системы сжатого воздуха для пуска ракет



3) точность выведения на орбиту, характеризуемая случайными отклонениями высот, периода обращения, наклона орбиты, а также их корреляционными связями;

4) надежность выполнения задач выведения на ОИСЗ, определяемая успешным выполнением всех операций по подготовке к запуску и в процессе полета, включая требования по выдерживанию допуска на время старта, выведения и т. п.;

5) безопасность при выполнении пилотируемых полетов, обеспечиваемая живучестью РН в нештатных ситуациях, а также специальными системами аварийного спасения на борту РН функционально дублирующими основные жизнеобеспечивающие системы для возвращения экипажа на Землю;

6) минимальные затраты на выполнение долгосрочной транспортной программы с учетом капитальных вложений на развитие наземных стартовых сооружений, средств управления полетом и площадок для возвращения многоразовой материальной части, которые, как правило, могут использоваться и другими РН на различных этапах выполнения космической программы.

Подготовка и запуск РН, так же как и БР, невозможны без наземных монтажно-испытательных, подъемно-транспортных средств, стартовых сооружений, а также служб проведения старта и управления в ходе полета. Поэтому минимально необходимый состав указанных средств и служб совместно с РН образуют ракетно-космический комплекс (РКК) (рис. 1.12). Экономически может быть оправдана разработка и эксплуатация нескольких РКК, различающихся по грузоподъемности РН на тяжелые, средние и легкие, по кратности повторного использования — на одноразовые и многоразовые. Определение условий, при которых целесообразна

разработка того или иного вида РКК, составляет один из аспектов основ проектирования транспортных ЛА и будет рассмотрено далее. Среди возможных видов РКК особое место занимают комплексы для выполнения пилотируемых полетов. Пилотируемые комплексы по сложности решаемых задач и размерности носителей, как правило, превосходят РКК других назначений. Одновременно могут эксплуатироваться несколько РКК с использованием общих наземных командно-измерительных пунктов и вычислительных центров обработки внешнетраекторной и телеметрической информации. Централизованное управление полетами не только экономически рентабельно, но и единственно возможный путь обеспечения эксплуатации многих РКК при современной дороговизне наземных средств и служб. Центр управления полетом

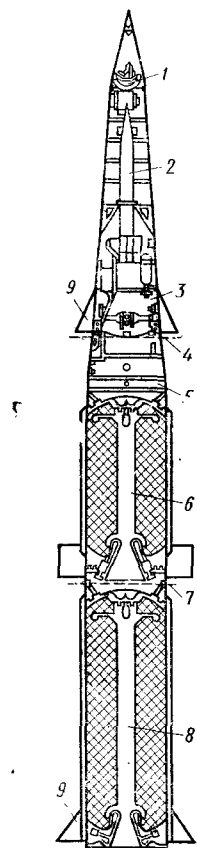


Рис. 1.10. Ракета «Першинг»:

1 — система наведения; 2 — боевая часть; 3 — отсек управления; 4 — плоскость разделения; 5 — переходник; 6 — РДТТ второй ступени; 7 — плоскость разделения; 8 — РДТТ первой ступени; 9 — аэродинамические рули

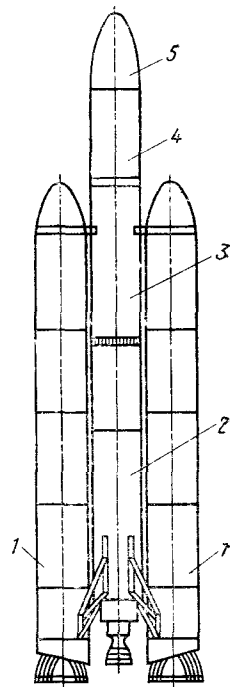


Рис. 1.11. Ракета «Титан-3»:

1 — РБ первой ступени; 2 — РБ второй ступени; 3 — РБ третьей ступени; 4 — РБ четвертой ступени; 5 — полезная нагрузка

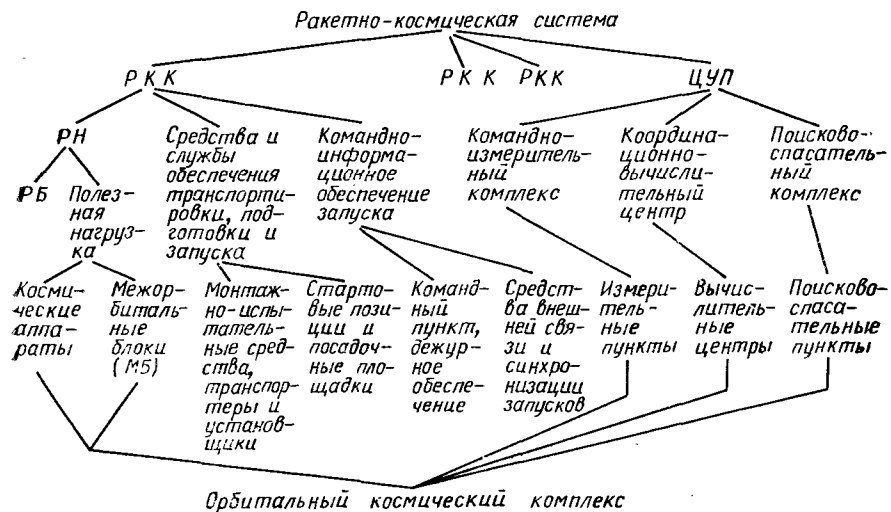


Рис. 1.12. Основные виды ракетно-космических систем и комплексов на базе ракет-носителей:

РКК — ракетно-космический комплекс; ЦУП — центр управления полетами; РН — ракета-носитель

(ЦУП) объединяет командно-измерительный комплекс с наземными пунктами, координационно-вычислительные центры с мощными ЭВМ и прочей техникой оперативной обработки внешнетраекторной и телеметрической информации, а также поисково-спасательные средства и группы для обеспечения приземления и эвакуации экипажей и техники, возвращающихся из космоса.

Различного назначения РКК принято объединять понятием ракетно-космическая система (РКС). Особенностью РКС является возможность создания на ОИСЗ орбитальных космических комплексов (ОКК) путем стыковки и сборки орбитальных станций, транспортных кораблей, космических аппаратов и длительной их эксплуатации как с участием человека, так и в автоматическом режиме. В состав ОКК помимо орбитальных объектов включаются службы управления полетом.

Таким образом, количество возможных разновидностей РКК чрезвычайно велико. Но поскольку определяющих проектно-конструкторских решений при их создании существенно меньше, в учебнике в качестве типичного примера проектирования РКК рассмотрен вариант с жидкостной автономно управляемой одноразовой РН наземного базирования. Подробно в гл. 5 рассмотрены быстро развивающиеся в космической технике многоразовые РН и бортовые системы безопасности экипажа при пилотируемых полетах.

На рис. 1.14 (типичная одноразовая РН) даны следующие обозначения:

1 — ЖРД F-1; 2 — карданов подвес; 3 — привод карданова подвеса; 4 — клапан окислителя; 5 — клапан горючего; 6 — насос окислителя; 7 — насос горючего; 8 — турбина; 9 — теплообменник;

10 — выхлопной патрубок турбины; 11 — крестовина для крепления центрального двигателя и опоры на стартовое сооружение; 12 — теплозащита; 13 — трубопровод подачи окислителя; 14 — трубопровод подачи горючего; 15 — предварительный клапан окислителя; 16 — предварительный клапан горючего; 17 — экран, предотвращающий вихреобразование; 18 — бак горючего (керосин); 19 — бак окислителя (жидкий кислород); 20 — гаситель колебаний; 21 — датчик отсечки топлива; 22 — магистраль газообразного кислорода для наддува бака; 23 — магистраль наддува гелием; 24 — демпфирующие перегородки; 25 — тормозные РДТТ (8 шт.) тягой по 39 тс каждый, время работы 0,66 с; 26 — шпангоут разделения ступеней S-IC и S-II; 27 — ЖРД тягой 102 тс в пустоте каждый; 28 — трубопровод жидкого водорода; 29 — трубопровод жидкого кислорода; 30 — турбонасосный агрегат (ТНА) горючего; 31 — ТНА окислителя; 32 — выхлопной трубопровод турбины; 33 — теплообменник; 34 — выхлопной патрубок турбины; 35 — карданов подвес; 36 — двигатели малой тяги; 37 — бак жидкого водорода с теплоизолирующим покрытием; 38 — бак жидкого кислорода; 39 — предварительный клапан горючего; 40 — предварительный клапан окислителя; 41 — дренажные клапаны; 42 — трубопровод наддува; 43 — заправочный штуцер; 44 — дренажный трубопровод; 45 — распределение газа наддува; 46 — баллоны с гелием системы наддува; 47 — датчик уровня; 48 — плоскость разделения ступеней S-II и S-IVB; 49 — плоскость отделения переходника; 50 — тормозные РДТТ (4 шт.); 51 — ЖРД; 52 — бак жидкого водорода; 53 — бак жидкого кислорода; 54 — вспомогательная двигательная установка; 55 — дренажная система; 56 — дренаж с работающим двигателем; 57 — дренаж с выключенным двигателем; 58 — отрывной разъем цепи наземного питания; 59 — блоки электронного оборудования и охлаждающие панели; 60 — приборный блок; 61 — крепление лунного корабля пироболтами; 62 — основные амортизаторы стоек шасси; 63 — посадочная ступень; 64 — возвращаемая на окололунную орбиту ступень с кабиной экипажа; 65 — стыковочный лаз; 66 — иллюминатор стыковки; 67 — передний лаз; 68 — двигатель системы управления; 69 — приборный отсек; 70 — бак горючего возвращаемой ступени; 71 — служебный отсек; 72 — двигатель служебного отсека с кардановым подвесом тягой 9,3 тс в пустоте; 73 — бак горючего (50%-смесь гидразина и НДМГ); 74 — бак окислителя (четыреокись азота); 75 — баки криогенного топлива (водород и кислород); 76 — бак гелия; 77 — горючее двигателей системы управления; 78 — окислитель системы управления; 79 — топливные батареи; 80 — управляющие сопла системы аварийного спасения (САС); 81 — двигатель управления по тангажу; 82 — двигатель отстрела опорного пилона РДТТ САС; 83 — РДТТ САС; 84 — сопла; 85 — защитный обтекатель (пробковая основа, отражающая поверхность); 86 — двигатели управления по тангажу; 87 — двигатели управления по крену; 88 — двигатели управления по рысканию; 89 — отсек парашютной системы; 90 — стыковочный

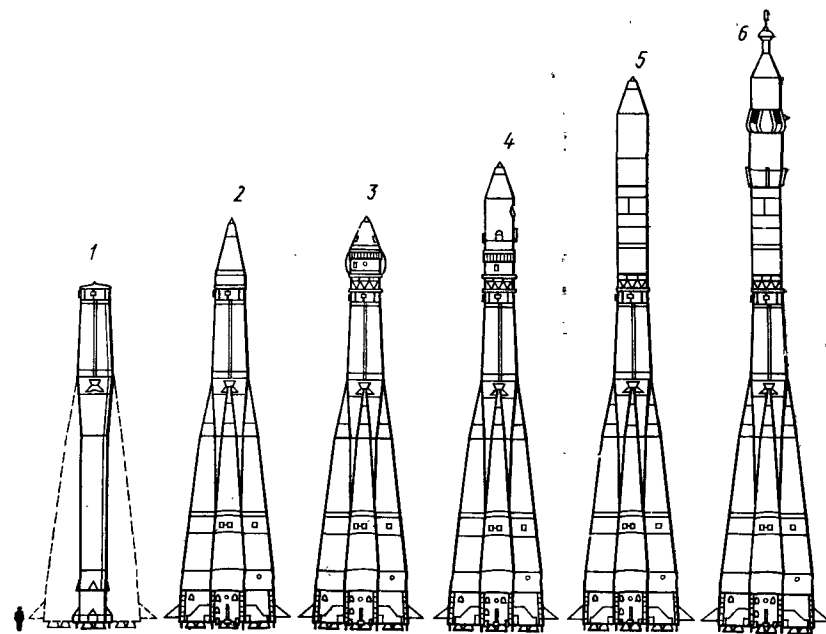


Рис. 1.13. Семейство ракет-носителей на базе МБР:

1 — центральный блок; 2 — «Спутник»; 3 — «Восток-Л»; 4 — «Восток»; 5 — «Молния»; 6 — «Союз»

лаз; 91 — боковой иллюминатор; 92 — иллюминатор стыкования; 93 — боковой лаз; 94 — крепежная рама отсека экипажа; 95 — холодильники-излучатели системы терморегулирования; 96 — радиолокационная система встречи; 97 — поворотная антенна S-диапазона; 98 — антенна УКВ; 99 — холодильники-излучатели системы электроснабжения; 100 — средства радиосопровождения; 101 — телеметрическая антенна; 102 — антенна радиокমানной системы управления; 103 — контейнеры с приборным оборудованием; 104 — обтекатель-переходник лунной кабины.

На рис. 1.13—1.15 показаны типичные для современного уровня развития ракетно-космической техники РН и РКК. Более подробные данные по РН приведены в табл. 2 приложения 1.

Материальные затраты на освоение космического пространства с использованием РКК в настоящее время огромны; даже для высокоразвитых стран они составляют одну из крупных статей общенационального дохода. И все же потребности в космических радио- и телевизионной связи, поиске полезных ископаемых, картографировании и метеорологии, навигации и поиске терпящих бедствие при эксплуатации морского и воздушного транспорта полностью не удовлетворяются. Для уменьшения материальных затрат на освоение космического пространства выбор направления технического совершенствования РКК приобретает принципиальное значение.

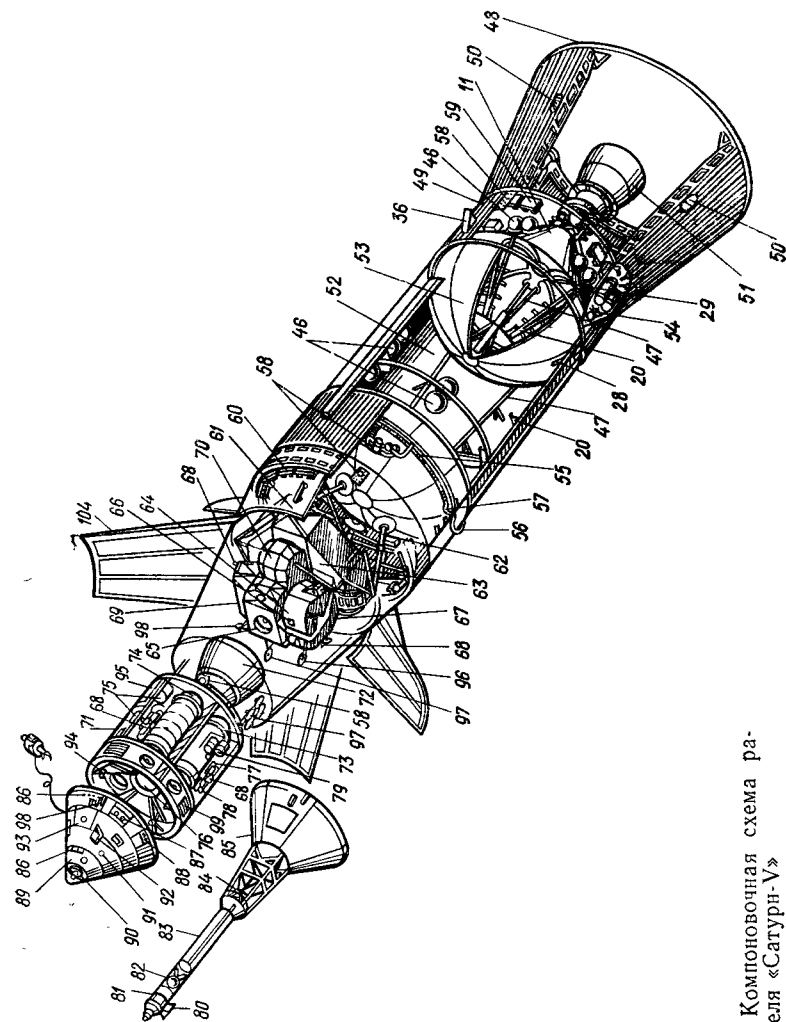
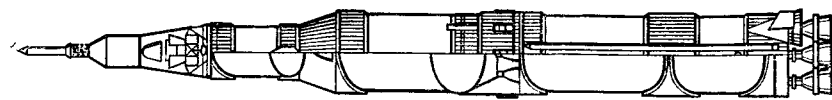
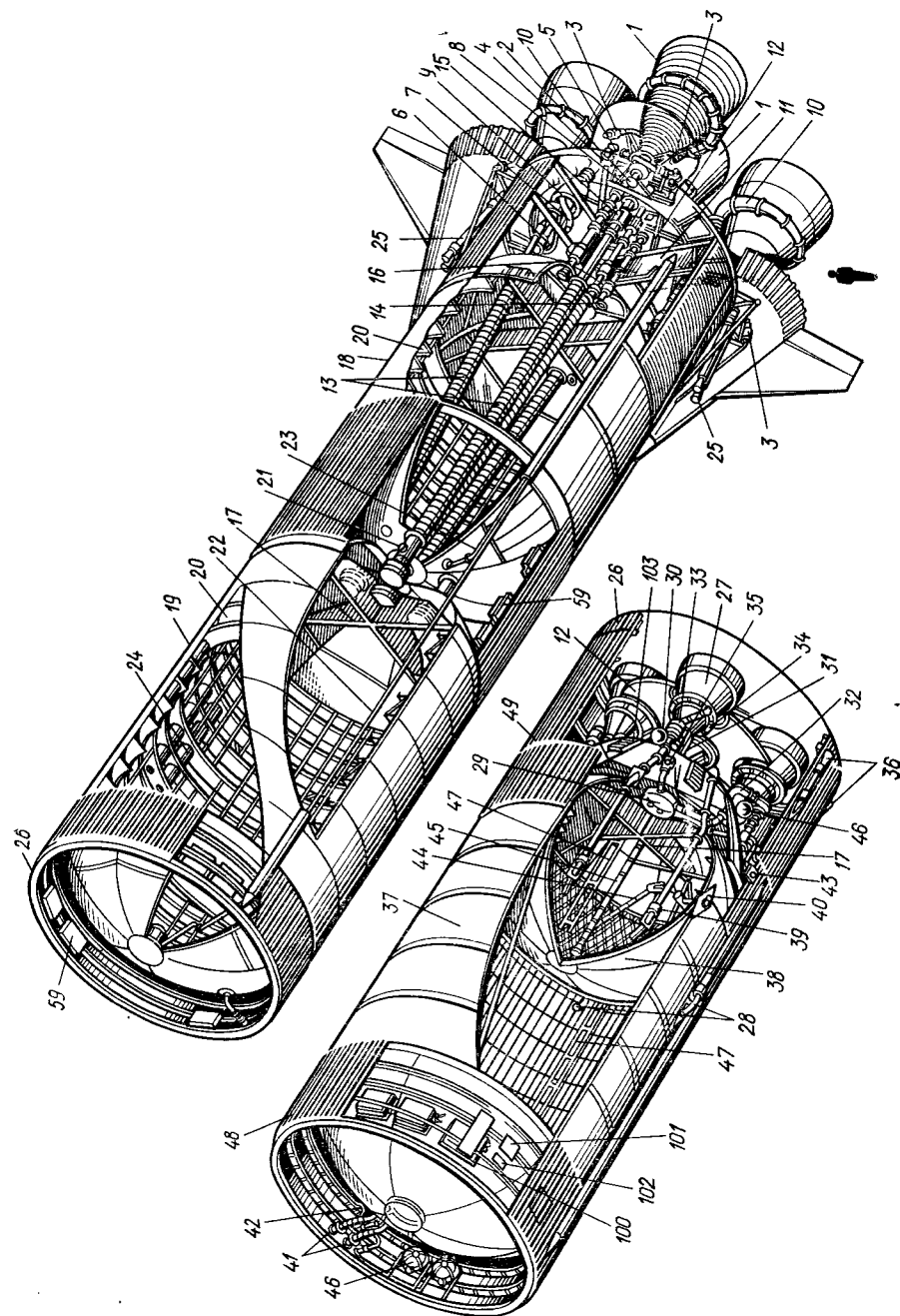


Рис. 1.14. Компонентная схема ракеты-носителя «Сатурн-V»



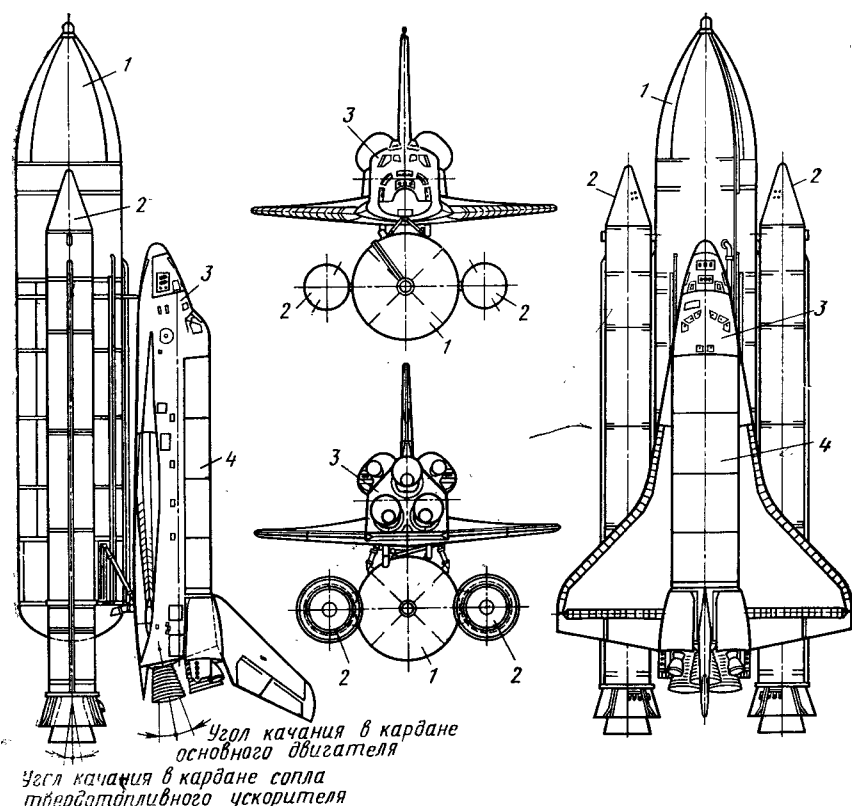


Рис. 1.15. Компонировочная схема американской многоразовой космической системы «Спейс Шаттл»:

1 — подвесной топливный бак; 2 — твердотопливные ускорители (2 шт.); 3 — многоразовый транспортный космический корабль; 4 — отсек полезной нагрузки

Материальные затраты на освоение космического пространства складываются из транспортных расходов выведения космических аппаратов на ОИСЗ и стоимости создания и эксплуатации собственно космических аппаратов и наземных средств управления ими.

В общих затратах на освоение космического пространства удельный вес транспортных расходов, т. е. затрат на изготовление и эксплуатацию РН, не является определяющим. Совершенствование РН, как правило, приводит к снижению расходов на создание и эксплуатацию современных космических аппаратов и наземных средств обеспечения их эксплуатации и тем самым — к существенному снижению затрат на выполнение программ освоения космического пространства в целом.

Высокая стоимость современных космических аппаратов определяется одиночным характером их разработки и изготовления.

К примеру, в США до 1980 г. для решения 85 целевых космических задач были разработаны вновь и прошли полную экспериментальную отработку 44 оригинальные конструкции космических аппаратов. Понятно, что определяющую долю затрат на космическую программу составила стоимость экспериментальной отработки. Необходимость же разработки нового космического аппарата для решения практически каждой конкретной задачи была связана с ограничениями по массе полезной нагрузки у современных РН и обеспечением грузопотока Земля — ОИСЗ ограниченным количеством одноразовых РН.

Стоимость перспективных космических аппаратов может быть снижена в несколько раз путем стандартизации, унификации узлов и агрегатов, модульного построения космических аппаратов из ограниченного числа экспериментально отработанных систем и целевых отсеков.

Долгосрочной программой США на 1981—1990 гг. предусматривается для решения 425 задач освоения космоса создание всего 22 унифицированных конструкций космических аппаратов, что потребует материальных затрат в несколько раз меньших, чем при использовании одиночных конструкций. Но использование унифицированных конструкций космических аппаратов принципиально с большей массой, чем конструкций одноразовых аппаратов, возможно только при существенном расширении грузопотока Земля — ОИСЗ без увеличения транспортных расходов.

Так, например, как двухступенчатые, так и трехступенчатые баллистические ракеты могут обеспечить доставку заданной полезной нагрузки в определенном диапазоне дальностей и с регламентированной точностью. Аналогично ракеты-носители могут обеспечить выведение заданного полезного груза как в двухступенчатом, так и в трехступенчатом варианте, как с однокамерной двигательной установкой, так и с многокамерной двигательной установкой равной тяги. Другими словами, заданные требования к транспортным ЛА могут быть удовлетворены многими альтернативными вариантами проектно-конструкторских решений.

Для отбора лучшего из альтернативных вариантов используются качественные показатели — критерии эффективности проектно-конструкторских решений. В качестве таких критериев могут быть использованы общие затраты на создание ЛА, сроки создания ЛА, степень преемственности с имеющимися в стране конструкциями, капитальные вложения при создании ЛА и др. Сроки создания новых комплексов ЛА иногда имеют не меньшее значение, чем такие качественные показатели, как затраты, стартовая масса и пр.

Из многих проектных параметров ЛА принято выделять основные проектные параметры, влияние которых практически однозначно определяет выполнение неперенных требований к разрабатываемой конструкции, и качественные показатели — критерии эффективности. Тем самым основные проектные параметры одно-

значно определяют альтернативный вариант проектно-конструкторского решения.

Состав основных проектных параметров и их физическая сущность могут меняться в зависимости от конкретных требований к разрабатываемому ЛА.

От правильного выбора состава и величин основных проектных параметров в ходе проектирования зависит успех и сроки создания ЛА, поскольку существенные изменения основных проектных параметров влекут за собой перестройку производства и дополнительные экспериментальные работы, а следовательно, и дополнительные затраты средств и времени. К дополнительным затратам средств и времени по тем же причинам приводит также несогласованность требований к отдельным системам комплекса ЛА, или неправильный учет реальных возможностей их экспериментальной отработки, допущенные в ходе проектирования.

Сформулируем основные задачи проектирования транспортных ЛА.

1. Всесторонне обоснованный выбор основных проектных параметров, удовлетворяющих техническому заданию (ТЗ) при наилучших показателях качества — критериях эффективности.

2. Согласование состава и характеристик бортовых и наземных обслуживающих систем и разработка технических заданий на создание двигателей, отдельных агрегатов и систем, наземных комплексов или их доработку, если использование существующих агрегатов или систем оказывается целесообразным.

3. Разработка технологии изготовления, сборки, транспортировки и программы экспериментальной отработки для обеспечения заданной надежности.

Поскольку эти задачи взаимосвязаны, то в процессе согласования состава и характеристик бортовых систем исходные проектные параметры могут быть скорректированы, равно как и технические возможности экспериментальной базы могут повлиять на состав и характеристики бортовых систем и на окончательный выбор основных проектных параметров.

Переходим к общей характеристике места проектно-конструкторских работ в общем процессе создания транспортных ЛА. Созданию комплексов на базе БР и РН предшествуют поисковые научно-исследовательские работы. Итогом таких работ являются обоснованные перспективы увеличения эффективности рассматриваемого комплекса на базе ЛА применительно к конкретной программе использования, научное обоснование необходимости создания нового или модернизации существующего комплекса и ТЗ с количественными показателями и составом основных критериев новой разработки.

С момента выдачи заказчиком ТЗ организации-исполнителю начинаются опытно-конструкторские работы (ОКР), включающие в себя следующие этапы:

— проектные работы по созданию проектно-конструкторской документации для опытного производства;

— подготовка производства и изготовление узлов, агрегатов, отсеков и опытных образцов составных частей комплекса ЛА для проверки проектно-конструкторских решений;

— наземные экспериментальные работы по автономным, комплексным и стендовым испытаниям и доводке опытных образцов;

— корректировка технической документации по результатам экспериментальной отработки опытных образцов и разработка технологии серийного производства;

— изготовление и натурные испытания ЛА в составе комплекса и принятие решения о серийном производстве и эксплуатации;

— серийное производство, эксплуатация с авторским надзором и проведение мероприятий по поддержанию надежности и совершенствованию характеристик.

В конкретных условиях разработки новых или модернизации существующих ЛА отдельные этапы ОКР могут отсутствовать или совмещаться по времени их исполнения с другими этапами. Так, например, решение уникальных задач освоения дальнего космоса может потребовать всего нескольких запусков специально созданного РН и, естественно, выполнение таких задач производится уже на этапе летно-конструкторских испытаний.

КОМПОНОВОЧНЫЕ И КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВЫЕ СХЕМЫ РАКЕТ С ЖИДКОСТНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

Компоновочная схема определяет взаимное расположение в объеме, ограниченном конфигурацией аппарата, место и характер соединения блоков, отсеков, частей, агрегатов и бортовых систем, связей «Земля—борт—Земля», обеспечивающие их взаимодействие и функционирование на всех этапах.

Компоновочная схема тесно связана с конструктивно-силовой схемой, определяющей напряженно-деформированное состояние элементов конструкции аппарата под действием внешних и внутренних нагрузок при наземной эксплуатации и в полете. Компоновочные и конструктивно-силовые схемы БР и РН должны удовлетворять требованиям, предъявляемым к комплексам, основой которых они являются.

Совокупность этих требований определяет состав и характеристики блоков, отсеков, агрегатов и бортовых систем.

2.1. КОМПОНОВОЧНЫЕ СХЕМЫ РАКЕТ С ЖИДКОСТНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

Различают одно- и многоступенчатые (или составные) ракеты. У одноступенчатых ракет масса конструкции при их движении на активном участке траектории остается постоянной. Масса конструкции многоступенчатых ракет изменяется ступенчато (дискретно) по мере выработки топлива двигательной установкой отбрасываемого ракетного блока (РБ) и после его выключения.

Под ступенью многоступенчатой ракеты понимают часть составной ракеты, обеспечивающую ее полет на определенном отрезке активного участка и состоящую в общем случае из ракетного блока (РБ) с запасами топлива, двигательной установкой и элементами системы управления, а также полезной нагрузкой ступени. Полезная нагрузка ступени, в свою очередь, может служить последующей ступенью многоступенчатой ракеты после отделения опорожнившихся РБ.

В проектных расчетах используется деление ЛА на ракетные блоки и ступени. Пример такого деления приведен на рис. 2.1.

Совокупность ракетных блоков многоступенчатой ракеты является собственно ракетной частью, обеспечивающей в конце актив-

ного участка траектории транспортируемой полезной нагрузке требуемые кинематические параметры движения.

В космических ракетах, предназначенных для выведения полезных нагрузок на ОИСЗ, ракетную часть принято называть ракетой-носителем (РН).

Необходимо отметить, что при движении как одноступенчатых, так и многоступенчатых ракет могут сбрасываться также части конструкции, не нужные для последующего движения, как, например, опорожнившиеся блоки, конструкции переходных отсеков и др.

Компоновочные схемы многоступенчатых БР и РН можно разделить на три группы (рис. 2.2):

- с последовательным расположением РБ и их поперечным разделением (схема «Тандем»);
- с параллельным расположением ракетных блоков (схема «Пакет») и продольным разделением ступеней;
- с параллельно-последовательным расположением ракетных блоков (комбинированная схема).

Компоновочные схемы «Тандем» и «Пакет» имеют свои преимущества и недостатки. Выбор каждой из этих схем зависит прежде всего от размеров БР и РН, зависящих от массы их полезных нагрузок. Для БР, имеющих сравнительно небольшую массу полезных нагрузок, а следовательно, и небольшую начальную мас-

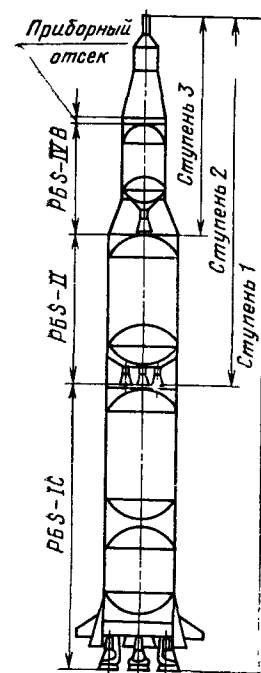


Рис. 2.1. Схема деления трехступенчатого носителя «Сатурн-V» на ракетные блоки и ступени

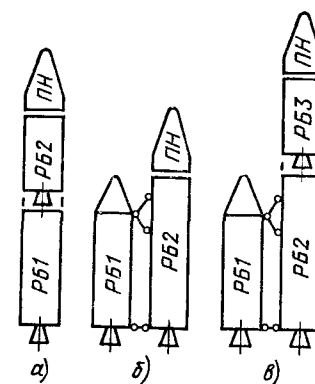


Рис. 2.2. Классификация многоступенчатых ракет-носителей по типу расположения ракетных блоков:

а — последовательное расположение; б — параллельное расположение; в — параллельно-последовательное расположение (комбинированная схема)

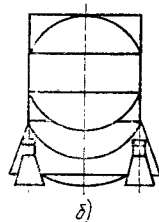
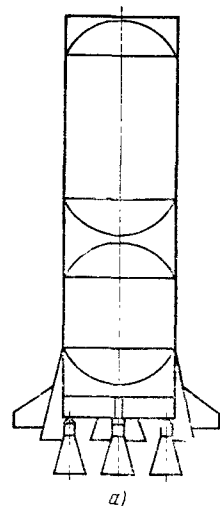


Рис. 2.3. Моноблочные ракетные блоки с несущими баками:

а — с раздельными баками окислителя и горючего; б — бак окислителя и горючего совмещены и имеют общее промежуточное днище

су, предпочтительна схема «Тандем», обеспечивающая более простые конструктивно-силовые схемы РБ и системы их разделения.

Для РН, имеющих существенно большую, чем БР, массу полезных нагрузок и начальную массу, применимы обе эти схемы и их модификации. К таким модификациям следует отнести пакетную (многоблочную) компоновку РБ тяжелых многоступенчатых РН с поперечным разделением.

Количество и размерность РБ

или топливных баков зависят также от характеристик транспортных средств (авиационных, железнодорожных, речных и др.), используемых для их транспортировки с заводов-изготовителей на космодром.

Многоблочные компоновки имеют более сложные конструктивно-силовые, пневмогидравлические и динамические схемы, а следовательно, и несколько большую массу конструкции их РБ по сравнению с моноблочной компоновкой.

Моноблочные РБ могут иметь топливный отсек с раздельными баками окислителя и горючего или единый бак с промежуточным днищем и единую двигательную установку (ДУ) с несколькими независимо друг от друга работающими одиночными ЖРД (рис. 2.3).

Количество и размерность одиночных ЖРД, входящих в ДУ этих РБ, зависят от тяги ДУ, производственно-технологических возможностей, требуемого уровня надежности работы и характеристик используемых транспортных средств. Подробнее эти вопросы рассматриваются в шестой главе.

В случае многоступенчатых ракет конечную скорость приобретает только последняя ступень. Ракетные блоки промежуточных ступеней и другие сбрасываемые части конструкции приобретают существенно меньшие скорости, что приводит к экономии энергетических затрат. Поэтому при одинаковой стартовой массе полезная нагрузка многоступенчатой ракеты имеет большую скорость, чем одноступенчатой. Однако существует оптимальное количество ступеней, и дальнейшее их увеличение не приводит к возрастанию конечной скорости. Количество и рациональное соотношение масс ступеней зависят от энергетических характеристик двигательной установки и совершенства конструкции ракетных блоков.

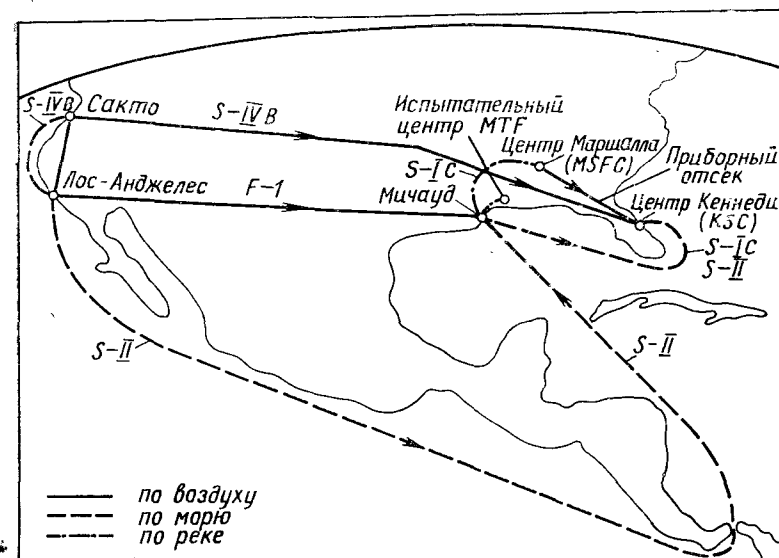


Рис. 2.4. Схема транспортировки частей ракеты-носителя «Сатурн-V» к стартовому комплексу на мысе Кеннеди:

S-IC, S-II, S-IVB — ракетные блоки; F-1 — двигатели

Производство и сборка РН на космодроме могут быть осуществлены двумя способами:

— сборкой в многоступенчатую ракету полностью изготовленных и собранных ракетных блоков, транспортируемых на космодром специальными транспортными средствами;

— изготовлением и сборкой РБ из транспортабельных элементов их конструкции, транспортируемых обычными транспортными средствами для их сборки в РБ и в многоступенчатую ракету на космодроме.

В первом случае необходимо, чтобы заводы, на которых производится окончательная сборка РБ, располагались в местах, откуда они могут транспортироваться на космодром специальными транспортными средствами (речными баржами, грузовыми самолетами и т. д.), как это было предусмотрено при создании РКК США «Сатурн-V—Аполлон» (рис. 2.4).

Во втором случае необходимо в конструкции РБ предусмотреть членение ее на транспортабельные элементы, размерность которых определяется характеристиками располагаемых транспортных средств, как это делается на верфях судостроительной промышленности.

В схеме «Тандем» запуск ДУ РБ первой ступени производится на земле, а последующих ступеней — при движении на активном участке траектории до или после отделения РБ предыдущей ступени. Участок разделения при этой схеме начинается с момента

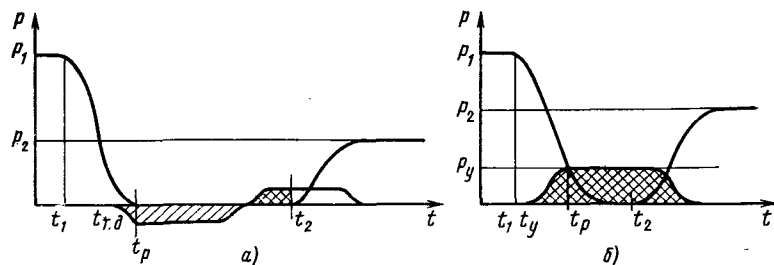


Рис. 2.5. Изменение тяг двигателей при «холодном» разделении ракетных блоков:

а — с использованием тормозных двигателей на отработавшем РБ и разгонных двигателей на стартовом РБ; б — с использованием ускорительного РД на РБ последующей ступени; t_1 — момент выключения двигателей отработавшего РБ; $t_{т.д}$ — момент включения тормозных двигателей; t_p — момент разделения; t_2 — момент включения двигателей последующей ступени; t_y — момент включения ускорительного двигателя

подачи главной команды на выключение ДУ предыдущей ступени и заканчивается, когда отделившийся РБ предыдущей ступени не может существенно влиять на движение последующей ступени.

К системам разделения отработавших РБ и последующих ступеней предъявляются следующие основные требования:

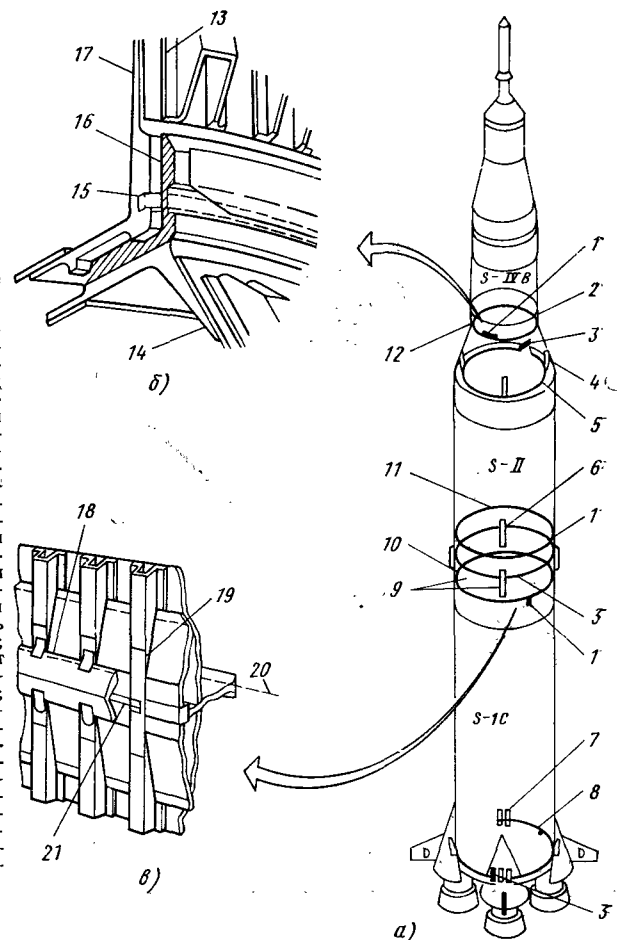
- надежное и безопасное разведение без соударений отработавших РБ от последующих ступеней;
- непрерывное управление РБ и последующими ступенями до разведения их на безопасное расстояние;
- малое время процесса разделения, минимальные потери скорости в процессе разделения;
- простота обеспечения последовательности операций при разделении;
- минимально возможное увеличение массы конструкции отделяемых РБ и особенно последующих ступеней за счет конструктивных элементов систем разделения;
- создание необходимых условий для надежного запуска двигательной установки ракетных блоков последующих ступеней.

Возможны две основные схемы разделения отработавших РБ от последующих ступеней многоступенчатых ракет: схемы «холодного» и «горячего» разделения.

«Холодное» разделение предусматривает разделение, торможение и уход отработавшего РБ до запуска основного двигателя последующей ступени после достижения безопасного расстояния от отделившегося РБ. Для торможения отделившегося РБ на нем должны быть установлены специальные тормозные двигатели, а для ухода последующей ступени на РБ этой ступени должны быть установлены специальные ракетные двигатели (рис. 2.5). В качестве тормозных двигателей наиболее часто применяются ракетные двигатели твердого топлива (РДТТ), устанавливаемые в верхней или нижней частях отделяемых РБ. Установка этих двигателей в верхней части отделяемого РБ позволяет направить вектор тяги тормозных РБ через его центр масс и тем самым значительно сни-

Рис. 2.6. Разделение ракетных блоков ракеты-носителя «Сатурн-V»:

а — схема расположения элементов системы разделения; б — конструкция стыка для разделения РБ S-II и S-IVB; в — конструкция стыка для разделения РБ S-IC и S-II; 1 — блок детонаторов и пирозапалов; 2 — вспомогательные жидкостные ракетные двигатели РБ S-IVB; 3 — пирозапалы и промежуточные заряды; 4 — тормозные ракетные двигатели РБ S-II; 5 — соединительный передаточный заряд тормозных ракетных двигателей; 6 — соединительный передаточный заряд вспомогательных ракетных двигателей; 7 — тормозные ракетные двигатели РБ S-IC; 8 — соединительный передаточный заряд; 9 — вспомогательные ракетные двигатели РБ S-II; 10 — плоскость разделения ступеней S-IC и S-II; 11 — плоскость разделения хвостового отсека и РБ S-II; 12 — плоскость разделения РБ S-II и S-IVB; 13 — продольный элемент силового набора; 14 — конический переходный отсек; 15 — подрывной заряд системы разделения; 16 — элемент, работающий на растяжение; 17 — оболочка нижней юбки РБ S-IVB, работающая на сжатие; 18 — защитная крышка; 19 — элемент, работающий на растяжение; 20 — плоскость разделения; 21 — линейный подрывной заряд



зить угловые возмущения на отделяемые части, но при этом возрастает тепловое воздействие струй тормозных РДТТ на стартовую ступень.

В качестве разгонных двигателей можно применять специальные РДТТ или управляющие ЖРД, включаемые до разделения ступени и работающие до включения основных двигательных установок РБ последующей ступени. В случае появления участка с невесомостью при разведении разделяющихся частей необходимо перед запуском ЖРД последующей ступени обеспечить необходимые условия для заливки компонентами топлива насосов и топливopодающих магистралей. Наиболее часто с этой целью на РБ или РН используют кратковременно действующую малую реактивную тягу.

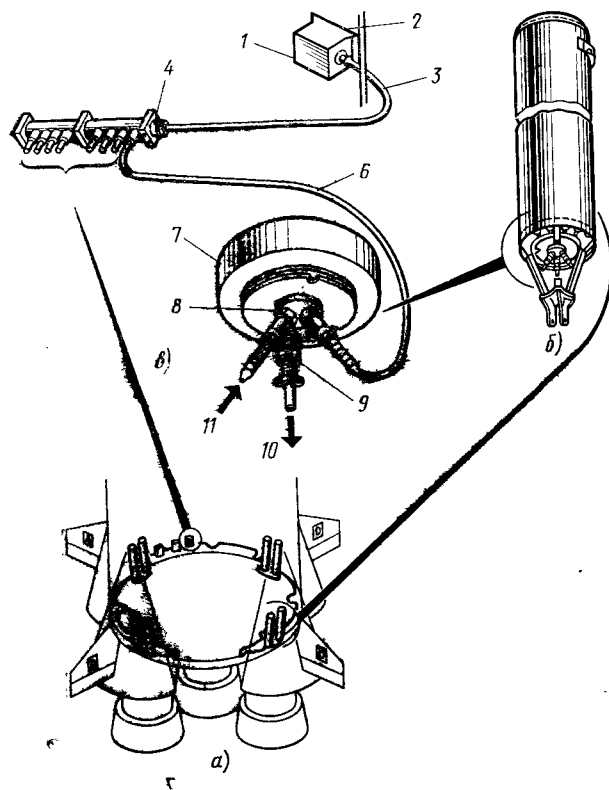


Рис. 2.7. Тормозные ракетные двигатели ракетного блока S-IC:

а — схема расположения тормозных двигателей на РБ S-IC (всего 8 штук); б — общий вид тормозного двигателя; в — система воспламенения; 1 — команда на запуск двигателей, поступающая от приборного отсека; 2 — воспламенитель с мостиковым запалом; 3 — мостиковый запал; 4 — детонатор с мостиковым запалом; 5 — слаботонизирующий взрыватель; 6 — основание тормозного двигателя; 7 — детонатор; 8 — датчик давления; 9 — к телеметрической системе; 10 — от дублирующей системы

Элементы системы «холодного» разделения РН «Сатурн-V» показаны на рис. 2.6. Процессом разделения управляет бортовая вычислительная машина, расположенная в приборном отсеке.

В конце полета первой ступени выключаются периферийные двигатели F-1 ракетного блока S-IC и, когда продольная перегрузка РН снижается до 0,5 единиц, подается электрический импульс высокого напряжения на детонаторы пиротехнической системы. Пиротехническая система для разделения РБ (S-IC и S-II) состоит из двух мостиковых пирозапалов с двумя детонаторами и одного линейного заряда, представляющего собой пирושнур с детонационными блоками на каждом конце. Два пирозапала обеспечивают дублирование подрыва пирושнура. Детонация пирושнура приводит к разрушению элементов, связывающих ракетные блоки S-IC и S-II. Одновременно с командой на разрыв связи между ракетными блоками подается команда на запуск восьми тормозных двигателей РБ S-IC (рис. 2.7), которые размещены попарно под обтекателями периферийных двигателей F-1 и жестко крепятся к силовой раме под углом $7,5^\circ$ к продольной оси РН. При воспламенении заряда двигателя обшивка обтекателя прожигается и отбрасывается истекающими продуктами сгорания. Тормозные

двигатели обеспечивают отвод ракетного блока S-IC от второй ступени на расстояние не менее 2 м за одну секунду. Команда на запуск тормозных двигателей формируется в приборном отсеке РН и подается на две дублирующие друг друга системы воспламенения. Тяга каждого тормозного двигателя $\approx 382,5$ кН, время работы $\approx 0,66$ с. Масса одного двигателя составляет 228 кг, масса заряда твердого топлива — 126 кг. Используется топливо на основе перхлората аммония (окислитель) и полисульфидного горючего — связки. Горение заряда осуществляется по центральному каналу, выполненному в виде 12-конечной звезды. Габаритные размеры одного двигателя: длина 2,24 м, диаметр 0,386 м.

Вспомогательные ракетные двигатели твердого топлива ракетного блока S-II (рис. 2.8, а) используются для того, чтобы гарантировать устойчивую подачу топлива к двигателям; они обеспечивают небольшое ($\approx 0,1$ g) положительное продольное ускорение второй ступени, что исключает отлив топлива от нижних дна топливных баков. Сопла вспомогательных ракетных двигателей наклонены на угол 10° к продольной оси РН для уменьшения момента, который возможен в случае отказа при запуске одного из вспомогательных двигателей, и для ослабления воздействия факелов двигателей на корпус. Тяга одного вспомогательного двигателя 102,5 кН; время работы 3,75 с; масса топлива одного двигателя 152,5 кг; форма внутреннего канала — четырехлучевая звезда; габаритные размеры: длина 2,26 м; диаметр 0,318 м.

Для торможения РБ S-II при отделении используется специальная система тормозных двигателей (рис. 2.8, б). Они наклонены примерно на 3° по отношению к продольной оси РН, а их сопла наклонены по отношению к ней на $9,5^\circ$. Каждый из четырех двигателей развивает тягу 155 кН, продолжительность работы двигателя 1,52 с; стартовая масса 171 кг; масса твердого топлива 122 кг; форма внутреннего канала — пятилучевая звезда переменного сечения; габаритные размеры: длина 2,68 м; диаметр 0,228 м.

В начале полета второй ступени, после окончания работы вспомогательных двигателей и запуска основных двигателей РБ S-II, производится сброс хвостового отсека РБ S-II, причем конструкция поперечного стыка аналогична конструкции стыка для разделения РБ S-IC и S-II.

«Горячее» разделение предусматривает запуск основных двигателей установок РБ последующей ступени до разрыва механических связей между отработавшим РБ и последующей ступенью (рис. 2.9). При этом необходимо, чтобы были предусмотрены соответствующие компоновочные, конструктивные и схемные решения, обеспечивающие безударное разделение и малые возмущения последующей ступени. К их числу можно отнести (рис. 2.10):

— обеспечение необходимого расстояния от среза сопла ЖРД ДУ ракетных блоков последующей ступени до верхнего среза РБ предыдущей ступени l ;

— введение в конструкцию верхнего торца отделяемого РБ сprofilированного теплозащитного отражательного устройства,

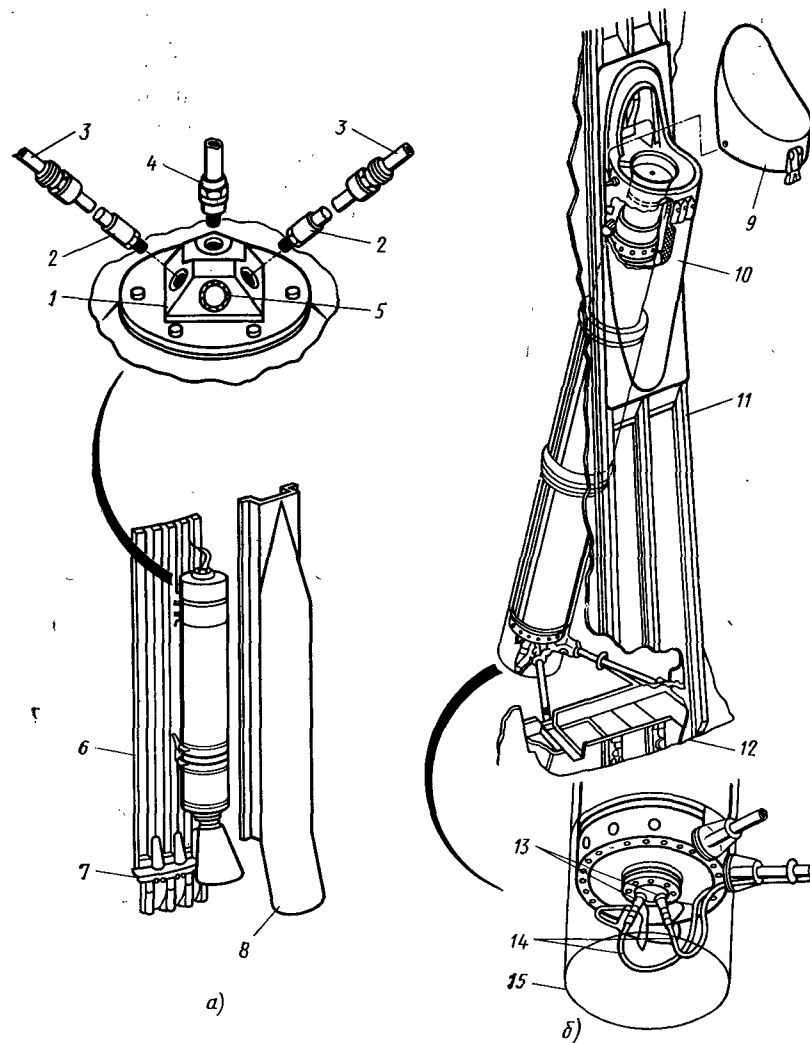


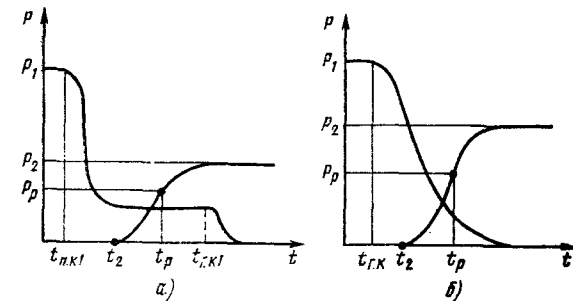
Рис. 2.8. Вспомогательный и тормозной ракетные двигатели ракетного блока S-II:

а — вспомогательный двигатель РБ S-II (всего — 4 шт.); б — тормозной двигатель РБ S-IVB (всего — 4 шт.); 1 — переходник вспомогательного устройства; 2 — пиропатроны; 3 — вспомогательная трубка; 4 — штуцер для замера давления; 5 — заглушка; 6 — сбрасываемый переходной отсек РБ S-II; 7 — плоскость разделения РБ S-IC и S-II; 8 — обтекатель; 9 — сбрасываемый обтекатель; 10 — несбрасываемый обтекатель; 11 — конический переходный сек РБ S-IVB; 12 — плоскость стыка РБ S-II и S-IVB; 13 — пиропатроны; 14 — воспламеняющие трубки; 15 — крышка

Рис. 2.9. Последовательность выдачи команд при «горячем» разделении ракетных блоков:

а — при выключении ДУ отработавшего РБ через конечную ступень тяги; б — при выключении ДУ отработавшего РБ без конечной ступени тяги; $t_{п.к1}$ — мо-

мент выдачи предварительной команды на выключение двигателей отработавшего РБ для перехода на конечную ступень тяги; $t_{г.к1}$ — момент выдачи главной команды на выключение двигателей конечной ступени тяги; $t_{г.к}$ — момент выключения двигателей без использования конечной ступени тяги; t_2 — момент включения двигателей последующей ступени; P_p — время и тяга в момент разделения



воспринимающего силовые и тепловые нагрузки факела струи ДУ РБ последующей ступени;

— обеспечение отвода струи двигателя от отражательного устройства в сторону через отверстия ферменной или каркасной конструкции переходного отсека.

При «горячем» разделении неуправляемый участок полета последующей ступени после отделения практически отсутствует.

Обе системы имеют свои преимущества и недостатки. Преимущество «холодного» разделения состоит в том, что:

— оно происходит при действии небольших сил;

— кинематические характеристики движения последующей ступени вследствие этого имеют малые отклонения от их номинальных значений;

— требуется сравнительно небольшая масса конструкции средств разделения и разведения при наличии органов управления последующей ступени, включаемых до окончания функционирования органов управления отделяемого РБ.

Недостатками такого разделения являются:

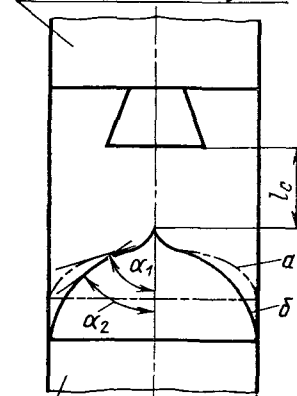
— дополнительные потери скорости из-за продолжительного времени разделения и разведения;

— трудности с обеспечением необходимых условий запуска ДУ РБ последующей ступени.

Рис. 2.10. Схема межблочного отсека при «горячем» разделении:

а — с отражательным устройством на базе эллиптического днища (α_1); б — с отражательным устройством на базе сферического днища (α_2)

РБ последующей ступени



Отделяемый РБ

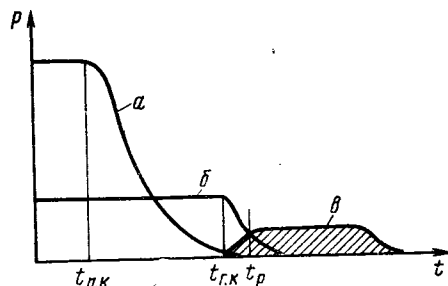


Рис. 2.11. Схема выключения управляющих двигателей перед отделением головной части баллистических ракет:

$t_{п.к}$ — предварительная команда на выключение основных ЖРД; $t_{р.к}$ — главная команда на выключение управляющих двигателей; t_p — момент разделения; α — тяга основных двигателей; β — тяга управляющих двигателей; θ — тяга двигателя увода головной части

«Горячее» разделение имеет следующие преимущества:

- малое время разделения и, следовательно, малые потери скорости при разделении;

- обеспечение необходимых условий запуска основных ЖРД РБ последующей ступени за счет действия продольных перегрузок, вызываемых тягой двигательных установок отделяемого РБ.

Недостатками этой схемы разделения являются:

- значительные возмущения кинематических характеристик движения последующих ступеней при разделении, которые могут являться расчетным случаем выбора характеристик органов управления РБ;

- увеличение массы конструкции межблочного отсека из-за необходимости введения в его состав специальных устройств, воспринимающих силовое и тепловое воздействие струй от ДУ РБ последующей ступени.

При параллельном соединении РБ в многоступенчатую ракету процесс разделения, как правило, усложняется. В ходе разделения производится разрыв верхних и нижних узлов связи, после чего происходит разворот РБ относительно сохранившихся в узлах связей на определенный безопасный угол, освобождение связей в других узлах и окончательный отвод боковых блоков от центрального. При одновременном разрыве связей в верхних и нижних узлах осуществляется отвод отработавших РБ с использованием, например, специальных РДТТ. И в этом случае к системам разделения предъявляется требование обеспечения минимальных возмущений параметров движения последующей ступени при минимальной потере его скорости. Отделение головной части БР и орбитальной ступени РН производится при достижении требуемых кинематических параметров в конце активного участка последних ступеней после подачи главной команды на включение и после спада тяги ДУ отделяемых РБ последних ступеней до допускаемого значения.

Для уменьшения разброса параметров движения в конце активного участка за счет разброса импульса последствия целесообразно величину тяги ДУ перед главной командой на выключение уменьшить до минимальных значений дроселированием тяги или полным выключением основных двигателей при работающих управляющих двигателях (рис. 2.11).

Разрыв связей производится после подачи главной команды на выключение, а фактическое разделение происходит, когда усилие отделения превышает влияние силы тяги последствия.

Отделение головной или орбитальной части может быть осуществлено за счет:

- торможения отделяющегося РБ с помощью специальных установленных на нем РДТТ или тормозных сопел, работающих на газах наддува баков;

- пружинных пневматических или пороховых толкателей;

- доразгона при помощи специальных РДТТ и т. д.

Размещение этих средств может быть различным как по периферии, так и в центре донного сечения отделяемых частей. Системы отделения должны обеспечивать безударное отделение при минимальном возмущении движения головной или орбитальной части.

Несмотря на многообразие существующих компоновочных схем БР и РН можно сформулировать общие положения, которыми необходимо руководствоваться при их выборе.

1. Исходя из особенностей нагружения различных частей БР и РН их делят на ракетную часть, состоящую из ракетных блоков, заканчивающую свое функционирование в конце активного участка траектории; отделяемую головную часть (ОГЧ) БР с размещаемой в ней нагрузкой, обеспечивающую ее доставку в заданный район земной поверхности, или отделяемую орбитальную часть (ООЧ) с космическими ракетными блоками и целевыми аппаратами, выводимую на околоземную орбиту.

Такое деление дает возможность существенно снизить массу конструкции этих аппаратов, так как наиболее объемная ракетная часть РБ в этом случае рассчитывается на нагрузки, действующие на активном участке траектории. И только конструкция головной части БР и спускаемые аппараты орбитальной ступени РН должны быть рассчитаны на значительно большие нагрузки, действующие на остальной части траектории движения до места назначения на земной поверхности. Наибольшие статические, динамические и тепловые нагрузки действуют на конструкции боевых частей БР и спускаемых аппаратов ООЧ при их движении в плотных слоях атмосферы Земли.

2. Компоновка ракетной части должна наилучшим образом соответствовать количеству РБ, типам применяемых ЖРД, компонентам топлива, требованиям управления ступенями и отделением отработавших РБ от последующих ступеней. Основой ракетных блоков БР или РН являются их двигательные установки (ДУ) — сложные технические системы, включающие в себя ряд подсистем и устройств, обеспечивающих работоспособность и требуемую надежность ЖРД при запуске, маршевом режиме и при выключении. Состав двигательной установки РБ зависит от назначения этого блока (для каждой ступени БР или РН состав определяется системой подачи компонентов из баков в камеру сгорания ЖРД, пневмогидравлической и электрической схемами одиночных ЖРД и ДУ в комплексе), конструктивно-силовой схемы топливного отсе-

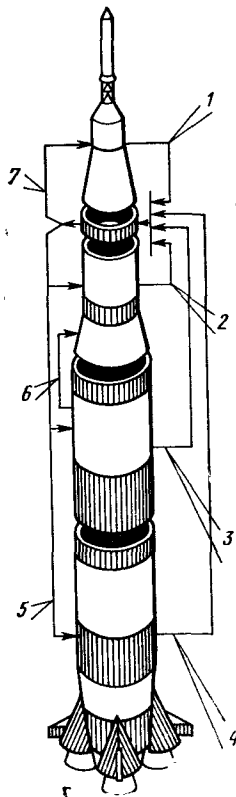


Рис. 2.12. Схема электрических связей между ракетными блоками, приборным отсеком и космическим кораблем:

1 — от космического корабля к приборному отсеку; 2 — от РБ третьей ступени к приборному отсеку; 3 — от РБ второй ступени к приборному отсеку; 4 — от РБ первой ступени к приборному отсеку; 5 — от приборного отсека к ракетным блокам; 6 — от РБ второй ступени к РБ третьей ступени; 7 — от приборного отсека к космическому кораблю

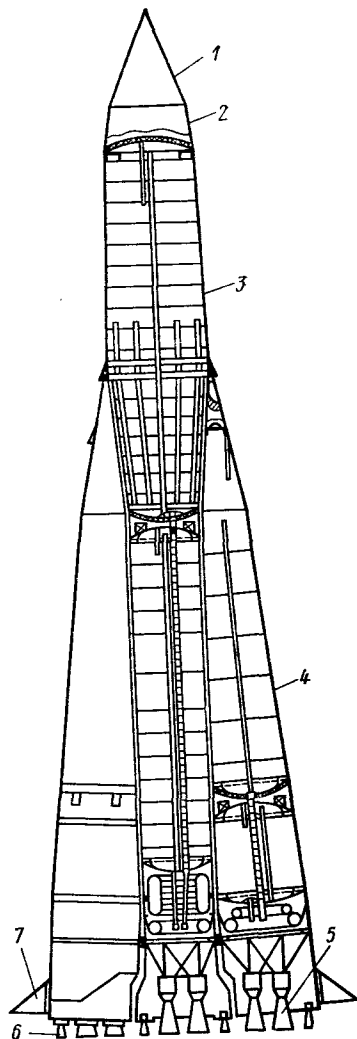


Рис. 2.13. Компонентная схема ракеты-носителя «Спутник»:

1 — сбрасываемый перед отделением спутника обтекатель; 2 — приборный отсек; 3 — центральный ракетный блок; 4 — боковой ракетный блок (4 шт.); 5 — основной жидкостный ракетный четырехкамерный двигатель; 6 — рулевые жидкостные ракетные двигатели; 7 — аэродинамические рули

ка, схемы органов управления, от эксплуатационных требований, предъявляемых к ЛА.

В состав двигательной установки РБ независимо от его назначения входят:

— одиночные ЖРД (один — для однодвигательной и несколько — для многодвигательных установок);

— система питания ЖРД, включающая баки с внутрибаковыми устройствами для заправки, слива и забора компонентов из баков, с демпфирующими устройствами, системами наддува, преднасосами, обеспечивающими требуемые давления компонентов топлива на входе в турбонасосные агрегаты основных двигателей;

— система управления двигательной установкой, обеспечивающая подготовку к запуску, запуск, работу на заданном маршевом режиме и выключение одиночных ЖРД;

— силовые крепления единичных ЖРД, передающие силы их тяги на несущие элементы конструкции БР или РН;

— специальные устройства (органы управления), изменяющие направление вектора тяги ДУ для создания управляющих сил и моментов.

Для нормальной работы перечисленных здесь систем и агрегатов должны быть созданы специфические условия, определяемые выбором соответствующей компоновочной схемы.

3. Компоновка и конструкция отделяемой головной части зависит от назначения и состава размещаемой в ней полезной нагрузки и сопряжения ее с ракетной частью. Сочетание конфигураций ракетной и отделяемой головной частей должны обеспечить требуемые аэродинамические характеристики первой ступени БР или РН. Кроме того, к компоновкам отделяемых частей БР и РН предъявляются следующие требования.

Отделяемые части БР могут быть моноблочными, пассивно летящими на определенную наземную цель, и многоблочными, разлетающимися на несколько боевых блоков (ББ); активно наводимых на одну или несколько наземных целей. Разведение ББ может осуществляться сразу после окончания активного участка траектории и отделения головной части от РБ последней ступени.

Компоновка и конфигурация отделяемой части зависит от количества и конфигурации размещаемых в ней ББ, способов их отделения, разведения и управления. Для разведения ББ и обеспечения их движения к заданным наземным целям отделяемая головная часть БР должна быть оснащена системой управления и разводящей двигательной установкой, обеспечивающей необходимые маневры для достижения индивидуальных целей.

Компоновка отделяемой части БР должна обеспечивать нормальное функционирование всех систем и достижение высокой точности попадания ББ в намеченные цели.

Компоновка отделяемой орбитальной части РН зависит от ее назначения, состава космических аппаратов и ракетно-космических блоков.

Для исключения воздействия больших силовых и тепловых нагрузок при движении первой ступени ракеты на активном участке траектории целесообразно защитить ракетно-космические блоки сбрасываемым после прохождения плотных слоев атмосферы обтекателем.

4. При компоновке и выборе конфигурации (общего вида) аппарата в целом необходимо стремиться:

— к комбинации, состоящей из отсеков простых геометрических форм типа тел вращения;

— к обеспечению минимальной статической устойчивости или неустойчивости одноступенчатых или первых ступеней многоступенчатых ракет в зоне больших скоростных напоров (q_{\max}).

5. При размещении аппаратуры системы управления и бортовой автоматики БР и РН целесообразно руководствоваться следующими положениями:

— чувствительные элементы (акселерометры, гироскопы), преобразующую аппаратуру с источниками электропитания, бортовые вычислительные машины, обеспечивающие управление движением ступеней БР (или РН) и полезной нагрузки целесообразно разместить непосредственно в отделяемой головной части БР или отделяемой орбитальной части РН. При этом желательно их сконцентрировать в едином приборном отсеке, обеспечивающем наиболее благоприятные условия для их функционирования на всех участках траектории их движения и доступ к ним на всех этапах эксплуатации на Земле;

— источники электропитания целесообразно размещать вблизи основных потребителей электроэнергии с минимально разветвленной высоконадежной кабельной сетью.

Так, например, источники электроэнергии, питающие приводы органов управления ступеней, целесообразно размещать вблизи этих приводов с обеспечением необходимых условий для их нормального функционирования.

6. Компоновка должна предусматривать максимальную плотность размещенных в отсеках агрегатов и аппаратуры. Чем больше плотность компоновки, тем меньше габаритные размеры, а следовательно, и масса конструкции ЛА. Максимальная плотность компоновки определяется удобством эксплуатации и допустимым расположением аппаратуры и агрегатов, исключающим вредное их взаимодействие.

7. Компоновка должна обеспечивать технологичность изготовления, сборки, контроля и испытания частей, отсеков, РБ и ЛА, при этом должны быть предусмотрены технологические разъемы, допускающие их изготовление на различных рабочих местах. Должен быть предусмотрен свободный доступ к наиболее ответственным агрегатам и аппаратуре для замены или демонтажа в случае их ненормального функционирования.

8. При выборе компоновочной и конструктивно-силовых схем необходимо учитывать различного рода межблочные связи (рис. 2.12) и связи «Земля — борт — Земля».

Эти связи должны иметь надежные разъемные соединения, срабатывающие в строго определенный момент при старте, отделении РБ и других частей конструкции. К числу таких связей относятся:

— механические силовые связи, соединяющие силовую конструкцию аппарата в целом с конструкцией стартового устройства, связи ракетных блоков между собой и с конструкцией отделяемой части от РБ последней ступени;

— пневмогидравлические связи, зависящие от связей РБ между собой и с наземным оборудованием (заправочные, сливные и дренажные магистрали жидкостей и газов);

— электрические связи, которые зависят от связей РБ между собой и с наземным поверочно-пусковым электрооборудованием.

Необходимо стремиться к уменьшению количества таких связей, уменьшению массы конструктивных элементов, обеспечивающих эти связи, и повышению надежности их функционирования при старте и в полете.

В качестве примера рассмотрим компоновочную схему РН «Спутник» (рис. 2.13):

Перечислим основные факторы, определяющие особенности компоновочных решений:

— требуемая по техническому заданию (ТЗ) масса полезной нагрузки на околоземной орбите (~ 1500 кг);

— жесткие сроки создания РН (два года), обуславливающие необходимость использования для комплектации всех РБ носителя унифицированного четырехкамерного жидкостного ракетного двигателя с неподвижно закрепленными камерами сгорания, запуск которого возможен только на Земле, работающего на топливе жидкий кислород — керосин;

— требование ТЗ о транспортабельности РН обычным железнодорожным транспортом, что привело к схеме «Пакет», состоящей из шести транспортабельных элементов (центральный блок имеет болтовое разъемное соединение в районе межбакового переходника).

Преимущества конструктивно-компоновочной схемы РН «Спутник»:

— минимальное лобовое сопротивление и требуемое взаимное расположение центра масс и центра давления в период прохождения максимальных скоростных напоров;

— минимальная масса конструкции РБ, что достигается рациональным выбором конструктивно-силовой схемы нагружения силовых элементов;

— минимальные массовые затраты на систему отделения боковых РБ;

— все топливные баки — несущие;

— применение в качестве исполнительных органов системы управления комбинации из рулевых жидкостных двигателей и аэродинамических рулей;

— схема запуска всех двигателей на Земле — один из основных факторов, обеспечивающий высокую надежность ЛА.

Решение задачи по минимизации массы конструкции РБ РН «Спутник» сопровождалось:

— принятием решения о создании сложного (уникального) стартового сооружения;

— установкой на РБ системы одновременного опорожнения баков и синхронизации.

Недостатки компоновочной схемы РН «Спутник»:

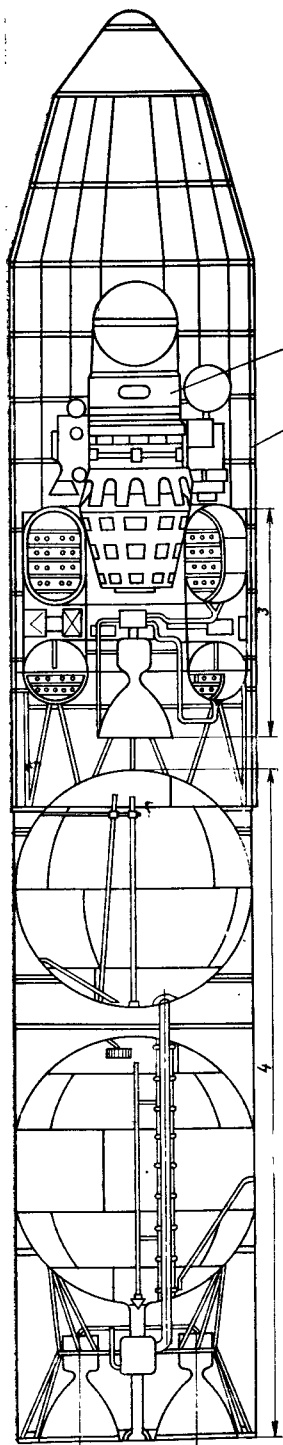


Рис. 2.14. Компоновочная схема ракетных блоков «И» и «Л» ракеты-носителя «Молния»:

1 — автоматическая космическая станция «Луна-Е»; 2 — головной обтекатель; 3 — блок «Л»; 4 — блок «И»

— невозможность продолжения полета в случае отказа одного из двигателей;

— «излишняя» часть массы топливного отсека центрального блока, которая на участке полета второй ступени является балластом.

Разработка ракетных блоков «И» и «Л» (рис. 2.14) позволила на базе РН «Спутник» создать четырехступенчатую РН «Молния».

Отметим компоновочные решения, позволившие минимизировать массу конструкции:

— расположение под обтекателем не только ИСЗ, но и космического РБ «Л», что исключает воздействие на эти конструкции аэродинамических нагрузок в зоне больших скоростных напоров;

— передача усилий от двигателей блока «И» непосредственно на оболочку бака окислителя, что приводит к минимальной массе рамы двигателя и открывает возможность полного сброса после отделения хвостового отсека блока «И».

Можно подвергнуть критике такие компоновочные решения, когда выбранные формы баков блока «И» приводят к неплотной компоновке; торовые баки окислителя и горючего блока «Л» повышают плотность компоновки, но не являются оптимальными элементами по массе.

2.2. КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВЫЕ СХЕМЫ РАКЕТ С ЖИДКОСТНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

Под конструктивно-силовыми схемами ракет подразумевают упрощенные модели их несущей (силовой) конструкции, рассчитанной на определенные режимы нагружения.

Несущими элементами конструкции ракетных блоков называют элементы,

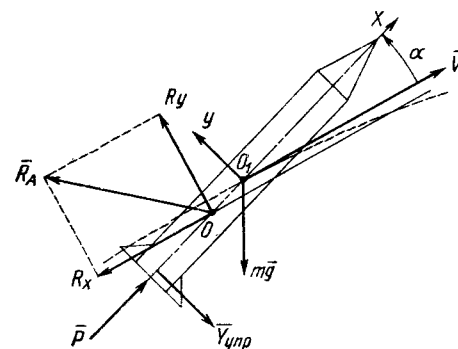


Рис. 2.15. Внешние силы, действующие на конструкцию баллистических ракет и ракет-носителей при их движении на активном (атмосферном) участке траектории:

O_1X, O_1Y — оси связанной системы координат; O_1 — центр масс; \bar{R}_A — вектор суммы всех аэродинамических сил; R_x, R_y — проекции вектора \bar{R}_A на оси скорости системы координат (R_x — сила лобового сопротивления, R_y — подъемная сила); O — центр давления; \bar{P} — вектор силы тяги двигательной установки; $m\bar{g}$ — вектор силы тяготения; $\bar{Y}_{упр}$ — вектор управляющих сил; \bar{V} — вектор скорости; α — угол атаки

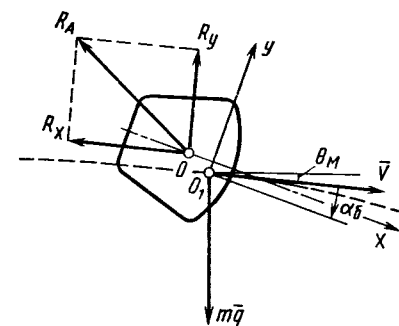


Рис. 2.16. Схема сил, действующих на спускаемый аппарат при управляемом спуске в атмосфере:

OX — ось геометрической симметрии формы СА; O — центр давления; O_1 — центр масс; α_0 — балансирующий угол атаки СА; $\bar{R}_A (R_x, R_y)$ — вектор суммы всех аэродинамических сил; $m\bar{g}$ — вектор силы тяготения; θ_m — угол наклона вектора скорости \bar{V} к местному горизонту

которые воспринимают внешние и внутренние нагрузки; несущими — элементы, которые не воспринимают эти нагрузки и практически заметного влияния на несущую способность аппарата в целом не оказывают.

Совокупность несущих элементов конструкции составляет конструктивно-силовую схему ЛА и определяет минимальную массу его конструкции. Вот почему при проектировании ракет нужно стремиться к тому, чтобы количество и масса несущих элементов конструкции были минимальными. Конструктивно-силовые схемы зависят от компоновочных схем ЛА и от характера внешнего воздействия окружающей среды и двигательных установок.

Создание несущих частей конструкции ракет относительно малой массы возможно лишь путем оптимизации их конструктивно-силовых схем и условий нагружения с учетом всех ограничений, налагаемых при их эксплуатации.

Вообще режимы нагружения ракет зависят от последовательности этапов работы с ними в процессе эксплуатации (сборки, транспортировки, подготовки и производства пуска, старта и движения по траектории). Нужно стремиться к тому, чтобы напряженно-деформированное состояние элементов конструкции ЛА при наземной эксплуатации не превышало напряженно-деформированного состояния при старте и движении по траектории. Для этого

должны быть предусмотрены специальные меры, ограничивающие силовые воздействия со стороны контактирующих с конструкцией ЛА элементов наземных устройств и оборудования.

В общем случае нагружение ракет при их движении в атмосфере на активном участке траектории определяется системой распределенных и сосредоточенных внешних и внутренних сил. Для анализа параметров движения центра масс достаточно воспользоваться на участке выведения системой сил, показанной на рис. 2.15, на нисходящем участке траектории (для отделяемых частей БР и РН) — системой сил, показанной на рис. 2.16.

Внешние нагрузки определяются кинематическими характеристиками движения аппаратов и взаимодействием их со средой, в которой они движутся, а следовательно, они сами зависят от характеристик и состояния этой среды и поэтому зависят от многих случайных факторов.

Нагрузки, действующие на отделяемую орбитальную часть ЛА после выведения его на ОИСЗ, существенно меньше нагрузок, действующих на нее при выведении. Для разгрузки конструкции отделяемой части РН от нагрузок при выведении в конструктивно-силовых схемах ракетной и отделяемой орбитальной части необходимо предусматривать специальные схемные и конструктивные решения. При этом следует исходить из того, что в приведении к полезной нагрузке весомость единицы массы конструкции орбитальной части существенно выше, чем конструкции ракетной части БР и РН.

Классификацию внешних силовых нагрузок, действующих на БР и РН в процессе эксплуатации, целесообразно проводить исходя из характера их распределения по частям и элементам конструкции и в зависимости от характера их изменения по времени. При выборе конструктивно-силовой схемы БР и РН необходимо учитывать распределение этих сил по частям и элементам конструкции.

По природе возникновения и характеру распределения все нагрузки могут быть разделены на поверхностные и массовые. Поверхностные нагрузки распределяются по поверхности элементов конструкции (в виде сил давления и трения), носят аэрогазодинамический характер и зависят от конфигурации ЛА и кинематических характеристик движения в плотных слоях атмосферы. Силу тяги двигательной установки следует отнести к категории поверхностных сил, так как она является равнодействующей сил давления и трения, действующих на внутренние и внешние поверхности камер сгорания. Но сила тяги по характеру действия на несущую конструкцию ЛА является сосредоточенной силой, распределенной на относительно малой поверхности. Массовые (или объемные) нагрузки зависят от распределения масс аппарата по его длине, от компоновочной и конструктивно-силовой схем и от ускорений элементов конструкции ЛА под действием на него внешних сил.

Массовые и поверхностные внешние нагрузки определяют осевые и поперечные нагрузки, действующие на части и элементы конструкции БР и РН.

Силовое воздействие на конструкцию ЛА является случайным процессом, зависящим от времени его действия. При определенных скоростях изменения этих нагрузок возможно возбуждение упругих колебаний конструкции ЛА в целом или его частей.

В связи с этим все внешние нагрузки подразделяют на статические, относительно медленно изменяющиеся по времени, и динамические, вызывающие упругие колебания конструкции ЛА.

Эффект динамического действия внешних сил зависит от динамических характеристик самого аппарата. Если время изменения внешней нагрузки велико по сравнению с периодом свободных колебаний конструкции, то эти нагрузки относят к категории статических, и наоборот.

Тепловые нагрузки, возникающие при движении БР и РН со сравнительно большими скоростями в плотных слоях атмосферы Земли, могут вызывать значительный прогрев элементов конструкции, оказывать заметное влияние на их прочность. Это влияние может проявляться в изменении физико-химических свойств материалов, приводящих к появлению дополнительных температурных деформаций и изменению жесткости отдельных элементов конструкции.

При проектировании ракет, имеющих нестационарные режимы движения в плотных слоях атмосферы Земли, приводящие к неравномерному распределению температуры по элементам их конструкции, необходимо принимать меры к устранению или снижению влияния тепловых нагрузок на несущую способность конструкции. Так, например, в конструкции отделяемых частей БР и РН применяются специальные теплозащитные покрытия, предохраняющие ее несущую конструкцию от высоких температур, возникающих на ее поверхности при входе в атмосферу Земли с большими скоростями.

Режим нагружения ЛА определяет схемы нагружения его частей, отсеков и их элементов.

Свойство конструкции воспринимать все внешние силовые и тепловые нагрузки, действующие на ЛА в течение всего периода эксплуатации, и не терять способности нормально функционировать, называется несущей способностью конструкции ЛА. Требование высокой несущей способности и минимальной массы конструкции в принципе является противоречивым. Особенно остро это противоречие ощущается при проектировании таких ЛА, как БР и РН. Повышение несущей способности конструкции, как правило, приводит к увеличению ее массы, ухудшению летно-технических характеристик или повышению стоимости разработки, изготовления и эксплуатации ракет.

Совокупность режимов нагружения ЛА однократного применения определяется одиночным циклом его функционирования, а ЛА многократного применения — многократным повторением циклов

функционирования, которые могут и различаться между собой. Из совокупности режимов внешнего нагружения, действующих на движущийся ЛА, для каждой наиболее ответственной части выбирается один или несколько режимов, являющихся расчетными для определения потребной несущей способности этой части конструкции. Каждому расчетному режиму нагружения части ЛА соответствует определенная схема нагружения, зависящая от конструктивно-силовой схемы. При разработке схемы нагружения какой-либо части ЛА необходимо включать как внешние силовые факторы, приложенные к этой части, так и внутренние, имитирующие отброшенные смежные части и массовые нагрузки, пропорциональные перегрузкам, действующим при движении ЛА.

Правильность выбора конструктивно-силовых схем во многом определяется обоснованностью расчетных условий нагружения, сформулированных на самой ранней стадии разработки проекта. Изменения и уточнения этих расчетных условий нагружения в дальнейшем могут быть связаны с ухудшением характеристик ЛА и невыполнением заданных технических требований.

По конструктивно-силовым схемам, независимо от компоновочных схем рассматриваемых ЛА, их ракетные блоки можно разделить на две группы: РБ с моноблочными топливными отсеками с несущими или подвесными топливными баками и едиными двигательными установками (рис. 2.17) и РБ с многоблочными топливными отсеками с несущими или подвесными баками с единой ДУ или с автономными ДУ на каждом блоке (рис. 2.18).

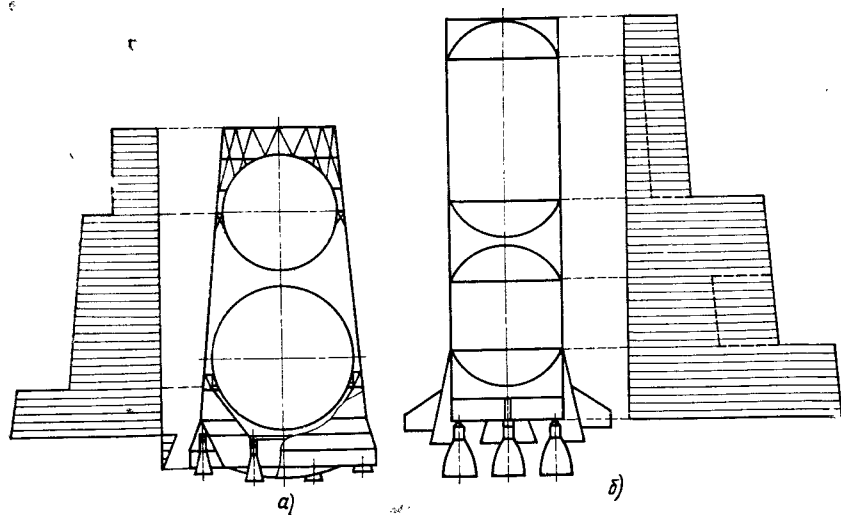


Рис. 2.17. Схема ракетного блока с моноблочным топливным отсеком и характер эпюры осевых сил, действующих на корпус ракетного блока в момент отрыва от стартового сооружения (пунктиром показан характер изменения эпюры с учетом давления наддува баков):

а — РБ с подвесными баками; б — РБ с несущими баками

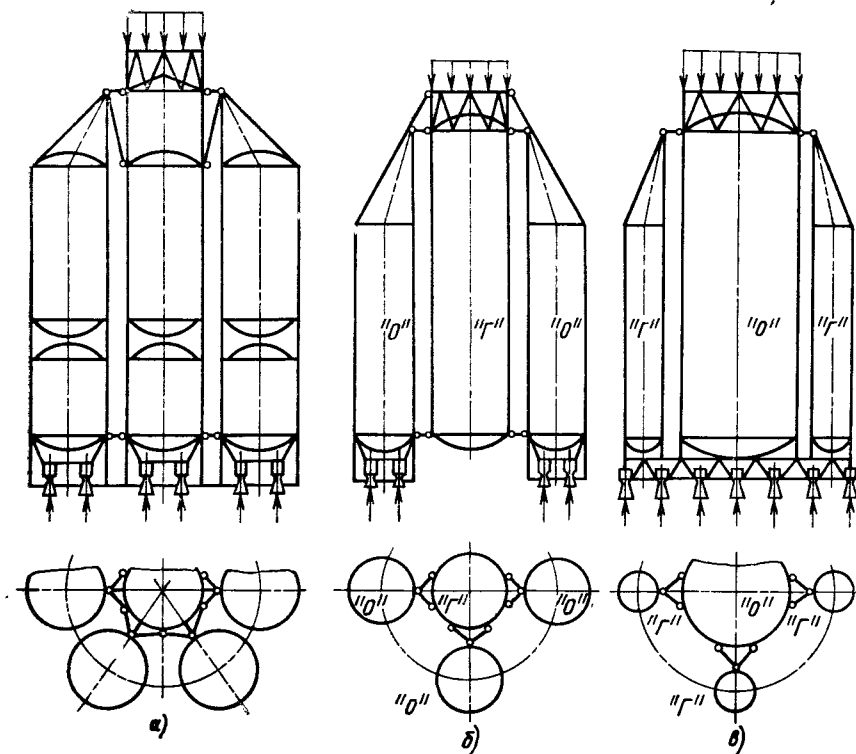


Рис. 2.18. Схема ракетных блоков с многоблочным топливным отсеком:

а — с несущими баками, не имеющими межблочных гидравлических связей; б — с несущими баками окислителя («О») и подвесным баком горючего («Г»); в — с несущим центральным баком окислителя и единой двигательной установкой

В конструктивно-силовой схеме топливного отсека с подвесными баками конструкция баков воспринимает только внутренние нагрузки (давление наддува баков и компонентов на стенки баков), а внешние нагрузки, нагрузки от ДУ и других расположенных выше расчетного сечения частей ракеты воспринимает специальная конструкция его корпуса. В схеме с несущими баками все нагрузки воспринимаются конструкцией самих баков и специальной конструкции корпуса не требуется. Моноблочный топливный отсек как с подвесными, так и с несущими баками может быть выполнен как в двухбаковом варианте с отдельными баками для каждого компонента, так и в однобаковом варианте с промежуточным днищем, разделяющим бак на две части, в которых размещаются соответствующие компоненты топлива (см. рис. 2.3 и 2.19).

В ракетных блоках БР, у которых инерционные нагрузки от выше расположенных элементов конструкции сравнительно невелики и уравниваются силами от давления наддува баков, большое распространение получили моноблочные топливные отсеки с несущей конструкцией баков.

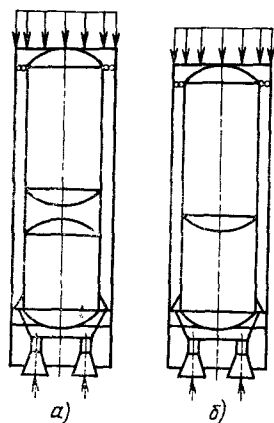


Рис. 2.19. Конструктивно-силовые схемы ракетных блоков с подвесным топливным отсеком:

а — топливный отсек с раздельными баками окислителя и горючего; б — баки окислителя и горючего совмещены и имеют общее промежуточное днище

Для таких РБ необходимо, чтобы соблюдалось условие

$$n_{x \max} g_0 M_{в.ч} < p_6 F + \sigma_{кр} F_6,$$

где $M_{в.ч}$ — масса частей, расположенных выше соответствующего сечения РБ; p_6 — давление наддува в соответствующем баке; $F_6 = \pi d \delta$ — площадь сечения обечайки бака; d — диаметр бака; $F = \pi d^2/4$ — площадь сечения бака; δ — толщина обечайки бака; $\sigma_{кр}$ — критическое напряжение.

В моноблочных РБ первых ступеней многоступенчатых РН, выводящих на ОИСЗ большие массы полезных нагрузок, использующих криогенные компоненты топлива, требующие специальной теплоизоляции баков при малых давлениях их наддува, конструктивно-силовые схемы с подвесными баками могут оказаться более выгодными, чем схемы с несущими баками, т. е.

$$n_{x \max} g_0 M_{в.ч} \gg p_6 F + \sigma_{кр} F_6.$$

Ракетные блоки с многоблочными топливными отсеками могут включать как несущие, так и подвесные баки в различных комбинациях. Необходимо, чтобы баки, входящие в многоблочный топливный отсек РБ, обеспечивали наиболее плотную компоновку этого отсека. При этом в одиночный блок могут входить как одиночные баки с одним из компонентов, так и баки с обоими компонентами.

Многоблочные топливные отсеки РБ с автономными ДУ должны быть оснащены специальными системами одновременного и синхронного опорожнения баков с целью уменьшения гарантийного запаса топлива.

Баки многоблочного топливного отсека РБ с единой ДУ должны иметь соответствующие гидравлические связи с одиночными ЖРД, входящими в состав этой ДУ, обеспечивающие наиболее полный забор компонентов из этих баков.

На рис. 2.20 показана конструктивно-силовая схема РН «Сатурн-IV» и РБ S-IV первой ступени с многоблочным топливным отсеком. Этот ракетный блок состоит из верхней и нижней силовых рам, многоблочного топливного отсека и единой двигательной установки с восемью ЖРД Н-1 (тяга у Земли 7260 кН), работающими на жидком кислороде и углеводородном горючем RP-1. Топливный отсек состоит из центрального (диаметр 2,67 м) и восьми периферийных баков (диаметр 1,78 м). Жидкий кислород размещен в центральном и четырех периферийных баках, а горючее — в остальных четырех периферийных баках. Все пери-

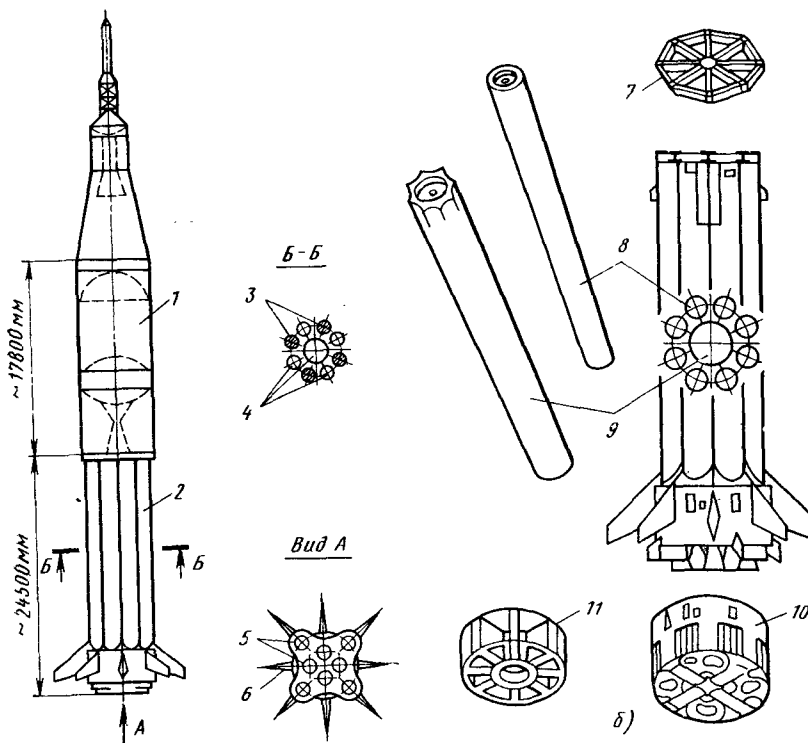


Рис. 2.20. Ракета-носитель «Сатурн-IV» и ракетный блок S-IV:

а — РН «Сатурн-IV»: 1 — РБ S-IVB; 2 — РБ S-IV; 3 — баки горючего; 4 — баки окислителя; 5 — принципиальная схема ДУ ракетного блока S-IV; 6 — стабилизатор; 6 — РБ S-IV; 7 — верхняя силовая рама; 8 — боковые баки окислителя (4 шт.) и горючего (4 шт.); 9 — центральный бак окислителя; 10 — хвостовой отсек; 11 — нижняя силовая рама крепления двигателей, стабилизаторов и опорных пят

ферийные баки окислителя соединены с центральным баком в нижней части (для выравнивания уровней компонента) и в верхней части (для выравнивания давления наддува); баки горючего также соединены между собой в верхней и нижней частях. Питание двигателей осуществляется из периферийных баков (каждый бак питает два двигателя).

Такая гидравлическая связь баков окислителя и горючего обеспечивает более полную выработку компонентов топлива в случае отказа одного или даже двух двигателей.

Крепление всех восьми двигателей осуществляется к нижней силовой раме. Четыре центральных двигателя закреплены неподвижно, продольные оси двигателей имеют угол наклона $\approx 3^\circ$ к продольной оси ракеты. Четыре периферийных двигателя закреплены в кардановых подвесах, номинально их продольные оси наклонены к продольной оси ракеты на угол $\approx 6^\circ$.

Угол отклонения двигателей в кардановом подвесе составляет $\pm 8^\circ$.

Тяга всех восьми двигателей, воспринимаемая нижней силовой рамой, распределяется на несущую конструкцию баков окислителя, через которую передается на верхнюю силовую раму, воспринимающую нагрузку от выше расположенной второй ступени. Четыре бака горючего подвешены и работают на собственные массовые и аэродинамические нагрузки, а также внутреннее давление.

Наклонная установка двигателей создает пересечение их векторов тяги примерно в центре масс ракеты, что существенно облегчает управление в случае отказа одного из них.

На рис. 2.21 приведена конструктивно-силовая схема РБ S-IC РН «Сатурн-V» с моноблочным топливным отсеком, имеющим отдельные баки для каждого компонента двигательной установки, и единой, состоящей из пяти ЖРД F-1 с суммарной тягой у Земли ≈ 33833 кН, работающих на жидком кислороде и углеводородном топливе RP-1. В этой схеме силовая рама, воспринимающая сосредоточенные силы тяги двигателей в местах их крепления, равномерно распределяет нагрузку по окружности обечайки бака горючего. Полная нагрузка от массы заправленной ракеты и космического корабля (≈ 3000 т) воспринимается четырьмя опорами, расположенными на нижнем кольце силовой рамы. Нагрузки с силовой обечайки бака горючего передаются через несущую конструкцию межбакового отсека на обечайку бака окислителя и далее на верхнюю силовую юбку топливного отсека РБ S-IC, которая воспринимает нагрузки от второй ступени.

На рис. 2.22 приведена конструктивно-силовая схема РБ S-II РН «Сатурн-V» с моноблочным топливным отсеком, имеющим один бак, разделенный трехслойной перегородкой на две части для различных компонентов топлива, и единой двигательной установкой с пятью ЖРД J-2 (суммарная пустотная тяга ДУ ~ 5099 кН), работающими на жидком кислороде и водороде. В конструкцию РБ S-II входят верхняя юбка; топливный отсек; совмещенная конструкция нижней юбки топливного отсека корпуса и рамы ДУ; сбрасываемый после отделения РБ S-IC переходной отсек между РБ S-IC и S-II. Силовая рама ДУ, воспринимающая тягу пяти ЖРД J-2, перераспределяет и передает сосредоточенные силы на тонкостенную обечайку топливного отсека.

Кроме того, эта рама воспринимает изгибающий момент от массы ДУ, возникающий при возмущенном движении на активном участке траектории. Далее осевая нагрузка от ДУ через силовую конструкцию обечайки бака передается на верхнюю юбку, где она уравнивается нагрузками от выше расположенной третьей ступени с РБ S-IVB.

Ознакомление с компоновочными и конструктивно-силовыми схемами завершим сопоставлением основных качеств моноблочных и пакетных ступеней транспортных летательных аппаратов.

В табл. 2.1 сведены основные характеристики компоновочных и конструктивно-силовых схем и дано их качественное сопостав-

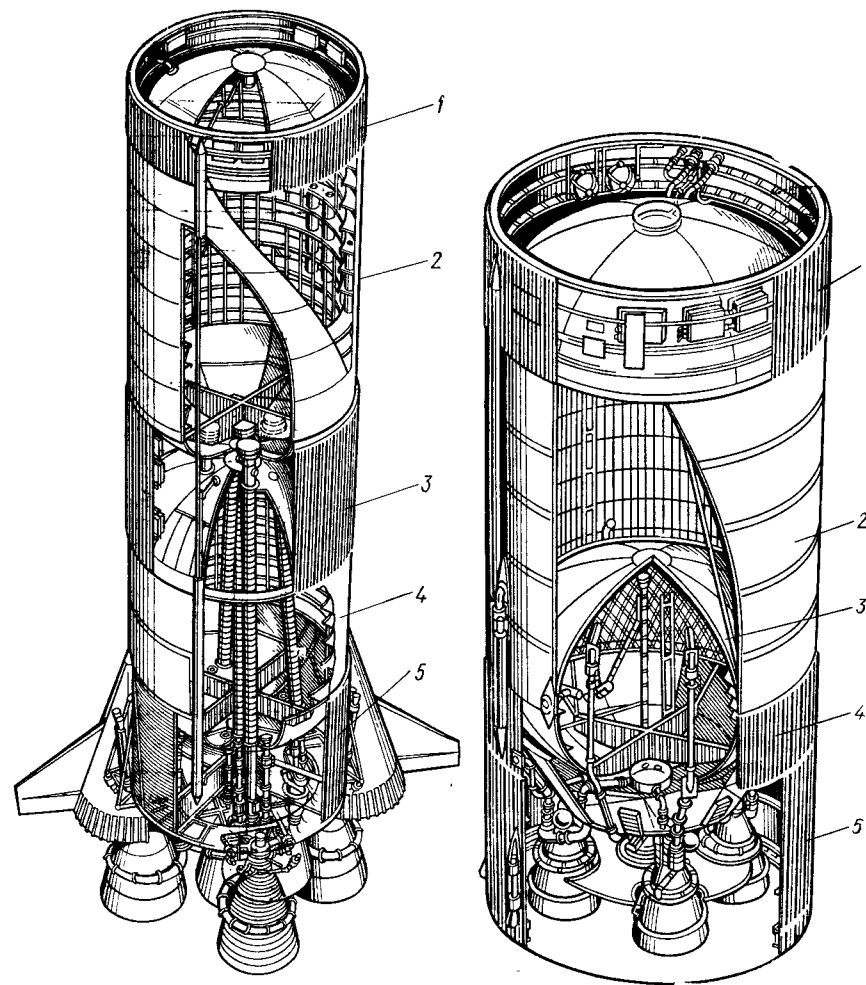


Рис. 2.21. Конструктивно-силовая схема ракетного блока S-IC ракеты-носителя «Сатурн-V»:

1 — верхняя юбка; 2 — бак окислителя; 3 — межбаковый отсек; 4 — бак горючего; 5 — совмещенная конструкция силовой рамы двигательной установки и хвостового отсека

Рис. 2.22. Конструктивно-силовая схема ракетного блока S-II РН «Сатурн-V»:

1 — верхняя юбка; 2 — бак горючего; 3 — бак окислителя; 4 — совмещенная конструкция нижней юбки топливного отсека, конуса и рамы двигательной установки; 5 — сбрасываемый переходный отсек между РБ S-IC и S-II

ление. Из таблицы следует, что результаты сопоставления качества моноблочной и пакетной компоновочных схем не могут рассматриваться в отрыве от конкретных целей изготовления, экспериментальной отработки и эксплуатации транспортного ЛА.

Так, для массового транспортного ЛА с умеренной стартовой массой предпочтительнее моноблочная компоновочная схема, пре-

Таблица 2.1

**Сравнительная оценка основных качеств моноблочной
и пакетной компоновочных схем**

Наименование характеристик	Сравнительная оценка качества компоновочных схем	
	Моноблочной	Пакетной
Плотность компоновки (компактность летательного аппарата)	Наиболее высокая	В 1,5—2,0 раза ниже
Потери на преодоление аэродинамического сопротивления	Самые низкие	Повышенные вследствие худших условий обтекания
Установка и сопряжение со стартовым устройством	Наиболее простые	Затруднены вследствие большого числа стыкуемых поверхностей и разъемов
Трудоемкость сборки ступеней	Наиболее низкая	Повышенная
Управление одновременным опорожнением топливных баков	Осуществимо наименьшим количеством систем и исполнительных органов	Количество бортовых систем пропорционально числу ракетных блоков
Использование двигателей ступеней на всех этапах активного участка	Исключено, поскольку ступени соединены последовательно	Возможно, запуск двигателей осуществляется при старте
Контроль нормального запуска всех двигателей до старта (заволеный старт)	То же	Возможен и практически применяется
Нагружение ракетных блоков промежуточных ступеней полной тягой стартовой силовой установки	Невыгодное, поскольку тяга стартовой силовой установки почти целиком приходит на конструкцию ракетного блока II ступени	Предпочтительнее, поскольку основная часть тяги стартовой силовой установки может быть передана на полезную нагрузку минуя ракетные блоки промежуточных ступеней
Транспортировка с завода-изготовителя	Затруднена из-за больших габаритов нижних ступеней	Существенно проще и, как правило, осуществима по железной дороге
Размерность наземных стендов для экспериментальной отработки	Определяется характеристиками нижних ступеней, что связано с большими капитальными вложениями	Существенно меньше и, что важно, дешевле при автоматической отработке блоков
Резервирование двигателей в составе двигательной установки	Наиболее простое	Затруднено в связи с необходимостью введения гидравлических связей для полного использования топлива из отдельных блоков
Условия разделения РБ	Наиболее выгодные	Хуже из-за дополнительных конструкторских связей и прочих элементов

имущества которой наиболее очевидны — это ее простота, а следовательно, и надежность, высокая плотность компоновки и хорошие аэродинамические и массовые характеристики. Эти преимуще-

ства предопределили ее широкое применение для БР и создаваемых на их основе РН.

С увеличением размерности РН для выведения уникально больших и соответственно единичных полезных нагрузок становятся существенными такие преимущества пакетной компоновочной схемы нижних ступеней, как возможность транспортировки отдельных ракетных блоков с завода-изготовителя к месту старта по железной дороге или с использованием существующих авиационных средств, возможность использования существующих стендов и оборудования наземной экспериментальной базы для отработки отдельных блоков пакетной ступени, что в конечном итоге может сделать целесообразным выбор пакетной компоновочной схемы для нижних ступеней уникальных тяжелых ракет-носителей.

Как для моноблочной, так и для пакетной компоновок нижних ступеней транспортных ЛА могут оказаться целесообразными несущие и ненесущие топливные отсеки, что в основном определяется свойствами компонентов топлива и требуемым давлением наддува в баках для нормальной работы двигательной установки.

Как для моноблочной, так и для пакетной компоновок нижних ступеней начиная с определенной размерности транспортных ЛА предпочтительнее многодвигательная силовая установка, обеспечивающая более равномерное нагружение силовой конструкции и возможность резервирования части двигателей для повышения надежности выполнения задач запуска (подробнее см. гл. 6 и 7).

Многоразовое использование материальной части ракет-носителей также предъявляет определенные требования к выбору компоновочной и конструктивно-силовой схем нижних ступеней. Наиболее существенна для определения специфических требований к компоновке многоразового ЛА программа транспортных перевозок.

2.3. МАССОВО-ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ СООТНОШЕНИЯ БР и РН

Массово-энергетические соотношения определяют количественную связь между массой РБ, энергетическими характеристиками их двигательных установок и массой полезной нагрузки.

Очевидно, массовые характеристики РБ зависят от массы их несущей конструкции, массы компонентов топлива, размещаемых в топливных отсеках этих блоков, и массы их двигательных установок. Масса ДУ РБ зависит от их энергетических характеристик. Следовательно, массовые характеристики этих ракет зависят от энергетических характеристик их двигательных установок.

Определим массово-энергетические соотношения для одноразовых многоступенчатых ракет с поперечным делением ступеней.

Начальную массу таких ракет M_0 можно представить в виде

$$M_0 = M_{p,q} + M_{n,i}, \quad (2.1)$$

где $M_{p,q} = \sum_{i=1}^N m_{0i}$ — начальная масса ракетной части; m_{0i} — на-

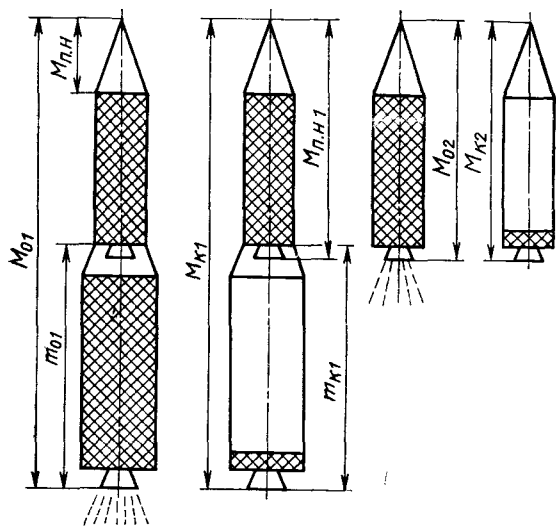


Рис. 2.23. Основные массовые характеристики двух-ступенчатых баллистических ракет и ракет-носителей с последовательным расположением ракетных блоков

начальная масса ракетных блоков i -й ступени; N — количество ступеней; $M_{п.н}$ — масса полезной нагрузки последней ступени.

В этом случае для i -й ступени многоступенчатого аппарата с поперечным делением ступеней можно написать следующие массовые соотношения:

$$M_{0i} = m_{0i} + M_{0i+1}; \quad (2.2)$$

$$M_{ki} = m_{ki} + M_{0i+1}, \quad (2.3)$$

где M_{0i} , M_{ki}^* — начальная и конечная масса i -й ступени соответственно; m_{0i} , m_{ki} — начальная и конечная масса РБ i -й ступени соответственно (рис. 2.23); M_{0i+1} — начальная масса последующей ступени.

Запишем соотношение для относительной конечной массы i -й ступени μ_{ki} :

$$\mu_{ki} = \frac{M_{ki}}{M_{0i}} = \frac{m_{ki}}{M_{0i}} + \mu_{п.нi}, \quad (2.4)$$

где $\mu_{п.нi} = M_{0i+1}/M_{0i}$ — относительная масса полезной нагрузки i -й ступени.

Соотношение для относительной массы полезной нагрузки ЛА имеет вид

$$\mu_{п.н} = \frac{M_{п.н}}{M_{01}} = \frac{M_{02}}{M_{01}} \frac{M_{03}}{M_{02}} \dots \frac{M_{0N}}{M_{0N-1}} \frac{M_{п.н}}{M_{0N}} \quad (2.5)$$

$$\text{или} \quad \mu_{п.н} = \prod_{i=1}^N \mu_{п.нi}. \quad (2.6)$$

Относительная масса полезной нагрузки многоступенчатого ЛА равна произведению относительных масс полезной нагрузки ступеней.

пеней. При этом под массой полезной нагрузки ЛА подразумеваем сумму масс всех устройств и агрегатов, обеспечивающих выведение полезной нагрузки на заданную траекторию движения и решение поставленных перед ней задач.

В состав полезной нагрузки баллистических ракет входит масса боевых блоков (ББ) с боевыми зарядами и их конструкцией, оснащенных комплексом устройств, обеспечивающих достижение и поражение целей; масса аппаратуры и агрегатов системы управления (СУ), общей для всех ступеней, обеспечивающей достижение целей с заданной точностью и размещаемой в отделяемой головной части (ОГЧ) и на последней ступени БР.

В состав полезной нагрузки ракет-носителей входит масса космических аппаратов, космических разгонных блоков и агрегатов системы управления, связанной с выведением КА на рабочие орбиты, общей для всех ступеней и размещаемой в отделяемой орбитальной части и на последней ступени РН.

Масса аппаратуры, агрегатов, источников электропитания и кабельной сети, размещаемых на РБ соответствующих ступеней, входит в состав массы конструкции этих блоков.

Для конечной массы РБ i -й ступени можно написать следующее выражение:

$$m_{ki} = m_{т.oi} + m_{д.уi} + m_{oi} + m_{с.уi}, \quad (2.7)$$

где $m_{т.oi}$ — масса топливного отсека РБ i -й ступени в момент выключения его двигательной установки; $m_{д.уi}$ — масса двигательной установки РБ i -й ступени; m_{oi} — масса прочих элементов конструкции РБ i -й ступени, не связанных с размещением топлива, работой его двигательной установки и управлением; $m_{с.уi}$ — масса элементов системы управления, размещаемых в РБ i -й ступени.

В момент выключения ДУ РБ i -й ступени в его топливном отсеке всегда остается топливо, газы наддува баков для РБ с ЖРД или ЯРД, остатки несгоревшего топлива и газ высокого давления для РБ с РДТТ. Поэтому в $m_{т.oi}$ включена масса остаточного топлива и газа наддува баков:

$$m_{т.oi} = m_{т.oi}^{\text{кон}} + m_{г.иi}^{\text{ост}} + m_{г.иi}, \quad (2.8)$$

где $m_{г.иi}$ — масса газов наддува; $m_{т.oi}^{\text{кон}}$ — масса конструкции;

$$m_{г.иi}^{\text{ост}} = m_{г.иi}^{\text{гар}} + m_{г.иi}^{\text{нез}}. \quad (2.9)$$

Здесь $m_{г.иi}^{\text{гар}}$ — масса гарантийного запаса топлива в баках, компенсирующая влияние возможных отклонений действительных характеристик РБ i -й ступени от их расчетных значений; $m_{г.иi}^{\text{нез}}$ — масса компонентов топлива (для ЖРД и ЯРД), не забираемых из баков трубопроводов из-за возможности нарушения работы двигательной установки РБ до ее выключения.

Количество, начальная и конечная масса ракетных блоков зависят от компоновочной и конструктивно-силовой схем аппарата,

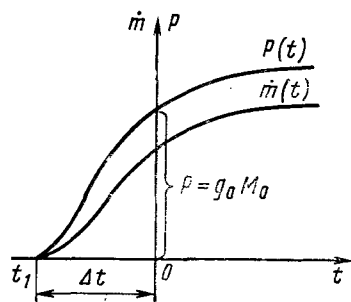


Рис. 2.24. К определению достартового расхода топлива первой ступени:
 \dot{m} — секундный расход топлива; P — тяга двигателя;
 Δt — время нарастания тяги до отрыва от стартового сооружения

типа применяемых ракетных двигателей и компонентов топлива и требований, предъявляемых к ЛА.

Для всех РБ одноразового применения начальная масса может быть определена по формуле

$$m_{0i} = m_{ki} + m_{ti}, \quad (2.10)$$

$$\text{где} \quad m_{ti} = m_{t,3i} - \Delta m_{ti}^{\text{лет}} \quad (2.11)$$

масса рабочего запаса топлива РБ i -й ступени.

Здесь $m_{t,3i}$ — масса топлива, заправляемого в баки РБ i -й ступени;

$\Delta m_{ti}^{\text{лет}} = \int_{-\Delta t}^0 \dot{m}(t) dt$ — масса топлива, расходуемого до старта i -й ступени.

Достартовый расход топлива зависит от характеристик выхода ракетных двигателей на режим для РБ первых ступеней и от схемы разделения для РБ последующих ступеней (рис. 2.24).

В первом приближении массу топливного отсека РБ i -й ступени можно считать пропорциональной номинальной величине рабочего запаса топлива m_{ti} , потребной для полета i -й ступени при ее номинальных характеристиках:

$$m_{t,oi} = a_{t,oi} m_{ti}. \quad (2.12)$$

Учитывая, что

$$m_{ti} = M_{0i} - M_{ki} = M_{0i}(1 - \mu_{ki}), \quad (2.13)$$

имеем

$$m_{t,oi} = a_{t,oi}(1 - \mu_{ki})M_{0i}, \quad (2.14)$$

где

$$a_{t,oi} = \frac{m_{t,oi}}{m_{ti}} = a_{t,oi}^{\text{кон}} + a_{t,oi}^{\text{ост}} + a_{t,ni}; \quad (2.15)$$

$$a_{t,oi}^{\text{кон}} = \frac{m_{t,oi}^{\text{кон}}}{m_{ti}} = a_{6,okl}^{\text{кон}} \frac{m_{okl}}{m_{ti}} + a_{6,rl}^{\text{кон}} \frac{m_{ri}}{m_{ti}} + \Delta a_{t,oi}^{\text{кон}}. \quad (2.16)$$

$$\text{Здесь} \quad a_{6,okl}^{\text{кон}} = \frac{m_{6,okl}^{\text{кон}}}{m_{okl}}; \quad a_{6,rl}^{\text{кон}} = \frac{m_{6,rl}^{\text{кон}}}{m_{ri}}; \quad \Delta a_{t,oi}^{\text{кон}} = \frac{\Delta m_{t,oi}^{\text{кон}}}{m_{ti}}.$$

Масса компонентов топлива

$$m_{okl} = \frac{K_i}{1 + K_i} m_{ti};$$

$$m_{ri} = \frac{1}{1 + K_i} m_{ti},$$

где $K_{mi} = \dot{m}_{o,k} / \dot{m}_{r,i}$ — соотношение массовых секундных расходов компонентов.

$a_{t,oi}^{\text{кон}}$ — можно определить по следующей формуле:

$$a_{t,oi}^{\text{кон}} = a_{6,okl}^{\text{кон}} \frac{K_i}{1 + K_i} + a_{6,rl}^{\text{кон}} \frac{1}{1 + K_i} + \Delta a_{t,oi}^{\text{кон}}. \quad (2.17)$$

Очевидно, $a_{t,oi}^{\text{кон}}$ зависит от компоновочной и конструктивно-силовой схем топливных отсеков РБ; $a_{ti}^{\text{ост}}$ — от схемы, состава и характеристик систем регулирования ДУ, а $a_{t,ni}$ — от схем и характеристик систем наддува баков.

Для $a_{t,oi}^{\text{ост}}$ и $a_{t,ni}$ можно написать аналогичные выражения:

$$a_{t,oi}^{\text{ост}} = \frac{m_{ti}^{\text{ост}}}{m_{ti}} = a_{okl}^{\text{ост}} \frac{K_i}{1 + K_i} + a_{ri}^{\text{ост}} \frac{1}{1 + K_i}; \quad (2.18)$$

$$a_{t,ni} = \frac{m_{t,ni}}{m_{ti}} = a_{okl}^{\text{г.н}} \frac{K_i}{1 + K_i} + a_{ri}^{\text{г.н}} \frac{1}{1 + K_i}, \quad (2.19)$$

где

$$a_{okl}^{\text{ост}} = \frac{m_{okl}^{\text{ост}}}{m_{okl}}; \quad a_{ri}^{\text{ост}} = \frac{m_{ri}^{\text{ост}}}{m_{ri}};$$

$$a_{okl}^{\text{г.н}} = \frac{m_{okl}^{\text{г.н}} + m_{okl}^{\text{с.н}}}{m_{okl}}; \quad a_{ri}^{\text{г.н}} = \frac{m_{ri}^{\text{г.н}} + m_{ri}^{\text{с.н}}}{m_{ri}};$$

$m_{okl}^{\text{г.н}}$, $m_{ri}^{\text{г.н}}$ — масса газов наддува баков окислителя и горючего соответственно; $m_{okl}^{\text{с.н}}$, $m_{ri}^{\text{с.н}}$ — масса элементов систем наддува баков окислителя и горючего соответственно.

Массу двигательной установки РБ i -й ступени при прочих равных условиях в первом приближении также можно считать пропорциональной стартовой его тяге:

$$m_{д,yi} = \gamma_{д,yi} P_i / g_0 = \gamma_{д,yi} n_i M_{0i}, \quad (2.20)$$

где $\gamma_{д,yi} = \frac{m_{д,yi} g_0}{P_i}$ — относительная масса ДУ РБ (отношение массы ДУ к тяге с учетом g_0) i -й ступени; $n_i = \frac{P_i}{M_{ci} g_0}$ — начальная перегрузка i -й ступени.

Массу прочих элементов конструкции РБ i -й ступени можно считать в первом приближении пропорциональной начальной массе РБ:

$$m_{ci} = a_{ci} m_{0i} = a_{ci} (M_{0i} - M_{0i+1}) = a_{ci} (1 - \mu_{n,i}) M_{0i}. \quad (2.21)$$

Масса элементов системы управления, располагаемых в ракетных блоках, зависит в основном от выбранной схемы органов управления и начальной массы ракетных блоков ступеней. В первом приближении при прочих равных условиях будем считать

$$m_{с,yi} = a_{с,yi} m_{0i} = a_{с,yi} (1 - \mu_{n,i}) M_{0i}. \quad (2.22)$$

Тогда из (2.7) с учетом (2.14), (2.20) — (2.22) будем иметь соотношение для конечной массы i -го РБ:

$$m_{ki} = a_{т.oi}(1 - \mu_{ki})M_{0i} + \gamma_{л.уi}n_i M_{0i} + a_{си}(1 - \mu_{п.иi})M_{0i} + a_{с.уi}(1 - \mu_{п.иi})M_{0i}. \quad (2.23)$$

С учетом (2.23) из (2.4) получаем соотношение для относительной конечной массы i -й ступени:

$$\mu_{ki} = \frac{a_{т.oi} + a_{си} + a_{с.уi}}{1 + a_{т.oi}} + \frac{\gamma_{л.уi}}{1 + a_{т.oi}} n_i + \frac{1 - a_{си} - a_{с.уi}}{1 + a_{т.oi}} \mu_{п.иi}. \quad (2.24)$$

Введя обозначения

$$\alpha_i = \frac{a_{т.oi} + a_{си} + a_{с.уi}}{1 + a_{т.oi}}; \quad (2.25)$$

$$\beta_i = \frac{\gamma_{л.уi}}{1 + a_{т.oi}} \quad (2.26)$$

и учитывая, что

$$1 - \alpha_i = \frac{1 - a_{си} - a_{с.уi}}{1 + a_{т.oi}},$$

получаем окончательное соотношение для относительной конечной массы i -й ступени:

$$\mu_{ki} = \alpha_i + \mu_{п.иi}(1 - \alpha_i) + \beta_i n_i. \quad (2.27)$$

Из (2.27) получаем формулу для относительной массы полезной нагрузки i -й ступени:

$$\mu_{п.иi} = \frac{\mu_{ki} - \alpha_i - \beta_i n_i}{1 - \alpha_i}. \quad (2.28)$$

Из формулы (2.28) следует, что относительная масса полезной нагрузки i -й ступени зависит от проектных параметров μ_{ki} и n_i , удельных конструктивно-массовых характеристик РБ ступеней α_i , β_i , которые, в свою очередь, зависят от этих параметров. Соотношение (2.28) выведено для одноразовых многоступенчатых БР и РН с ЖРД схемы «Тандем» с поперечным делением. Можно показать, что структура этих соотношений остается неизменной для одноразовых ракет различных компоновочных и конструктивно-силовых схем.

Массовые соотношения для многоразовых многоступенчатых РН имеют такой же вид, что и для одноразовых РН:

стартовая масса i -й ступени

$$M_{0i} = m_{0i} + M_{0i+1};$$

конечная масса i -й ступени

$$M_{ki} = m_{ki} + M_{i+1};$$

относительная конечная масса i -й ступени

$$\mu_{ki} = \frac{M_{ki}}{M_{0i}} = \frac{m_{ki}}{M_{0i}} + \mu_{п.иi},$$

где

$$\mu_{п.иi} = \frac{M_{0i+1}}{M_{0i}};$$

а относительная масса полезной нагрузки

$$\mu_{п.и} = \frac{M_{п.и}}{M_{01}} = \prod_{i=1}^N \mu_{п.иi}.$$

Но для этих аппаратов необходимо ввести еще одну составляющую конечной массы РБ — массу средств спасения и посадки ($m_{с.пi}$), обеспечивающую их многократное использование, которую в первом приближении можно считать пропорциональной конечной массе РБ.

Тогда массовые соотношения примут вид:

— для конечной массы i -го блока

$$m_{ki} = m_{т.oi} + m_{л.уi} + m_{си} + m_{с.уi} + m_{с.пi}; \quad (2.29)$$

— для массы средств спасения и посадки

$$m_{с.пi} = a_{с.пi} m_{ki} = a_{с.пi} (\mu_{ki} - \mu_{п.иi}) M_{0i}. \quad (2.30)$$

Формула (2.29) с учетом (2.14), (2.20) — (2.22) и (2.30) принимает вид

$$m_{ki} = a_{т.oi}(1 - \mu_{ki})M_{0i} + \gamma_{л.уi}n_i M_{0i} + a_{си}(1 - \mu_{п.иi})M_{0i} + a_{с.уi}(1 - \mu_{п.иi})M_{0i} + a_{с.пi}(\mu_{ki} - \mu_{п.иi})M_{0i}. \quad (2.31)$$

С учетом (2.31) и (2.4) для относительной конечной массы i -й ступени имеем

$$\mu_{ki} = \frac{a_{т.oi} + a_{си} + a_{с.уi}}{1 + a_{т.oi} - a_{с.пi}} + \frac{\gamma_{л.уi}}{1 + a_{т.oi} - a_{с.пi}} n_i + \frac{1 - a_{си} - a_{с.уi} - a_{с.пi}}{1 + a_{т.oi} - a_{с.пi}} \mu_{п.иi}. \quad (2.32)$$

Введем обозначения:

$$\bar{\alpha}_i = \frac{a_{т.oi} + a_{си} + a_{с.уi}}{1 + a_{т.oi} - a_{с.пi}}; \quad (2.33)$$

$$\bar{\beta}_i = \frac{\gamma_{л.уi}}{1 + a_{т.oi} - a_{с.пi}}. \quad (2.34)$$

Учитывая, что

$$1 - \bar{\alpha}_i = \frac{1 - a_{си} - a_{с.уi} - a_{с.пi}}{1 + a_{т.oi} - a_{с.пi}},$$

получаем окончательное выражение для μ_{ki} и $\mu_{п.н.i}$ многоразовых РН:

$$\mu_{ki} = \bar{a}_i + \mu_{п.н.i}(1 - \bar{a}_i) + \bar{\beta}_i n_i; \quad (2.35)$$

$$\mu_{п.н.i} = \frac{\mu_{ki} - \bar{a}_i - \bar{\beta}_i n_i}{1 - \bar{a}_i}. \quad (2.36)$$

Как видно из выражений (2.35) и (2.36), их структура аналогична структурам выражений для μ_{ki} и $\mu_{п.н.i}$ одnorазовых БР и РН. Но в формулах для конструктивно-массовых характеристик α_i и β_i учитываются характеристики систем посадки РБ многоразового применения.

Разбивка элементов конструкции на указанные группы, масса которых в первом приближении зависит от одного из факторов, предполагает, что его влияние по сравнению с влиянием других факторов определяющее. Разбивка зависит от компоновочной и конструктивно-силовой схем ЛА и носит условный характер.

В действительности схемы нагружения элементов конструкции значительно сложнее. Но такая разбивка дает возможность установить достаточно простые аналитические массово-энергетические соотношения, которые будут использованы при выборе основных проектных параметров первого приближения.

При определении удельных конструктивно-массовых характеристик РБ, как следует из (2.13) — (2.34), необходимо учитывать удельную плотность и соотношение массовых расходов компонентов топлива, определяющие объемы топливных баков; давления в камерах сгорания и в выходных сечениях сопел, определяющие удельную тягу и массу двигательной установки; потребные давления на входе в турбонасосные агрегаты (ТНА), определяющие давление наддува баков; статистические данные по прототипам конкретных компоновочных и конструктивно-силовых схем; применяемые компоненты топлива, конструктивные материалы и технологии.

Дальнейшее уточнение массы составных частей и отсеков ЛА производится после определения основных проектных параметров, массовых, энергетических и объемных характеристик, выбора его конфигурации, проведения проектно-проверочных баллистических расчетов, определения нагрузок, действующих на ЛА, и проведения проектировочных расчетов на прочность силовых элементов конструкции.

ГЛАВА 3

ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Проектирование является первым и наиболее ответственным этапом разработки и создания комплексов и собственно баллистических ракет и ракет-носителей, составляющих их основу. Нет необходимости подчеркивать сложность современных боевых ракетных комплексов (БРК) и ракетно-космических комплексов (РКК) и многосторонний характер процесса их проектирования. Выполнить проектирование таких комплексов в относительно короткие сроки возможно только при умелом использовании накопленного опыта в области ракетостроения и космонавтики.

К числу положений, которыми следует руководствоваться при проектировании БР или РН, относятся следующие требования.

1. Проектирование должно осуществляться как поэтапный и итерационный процесс со все возрастающим объемом используемой информации при переходе от этапа к этапу и с возрастающей степенью детализации информации.

Логическая цепь проектных работ начинается от предварительного выбора основных проектных параметров с использованием статистических исходных данных по массово-энергетическим и прочим характеристикам прототипов или аналогов БРК или РКК. Далее выполняются проектно-конструкторские проработки по уточнению основных проектных параметров с учетом компоновочной и конструктивно-силовой схем БР или РН в конкретных условиях применения в составе комплексов. Следующий этап работ, как правило, связан с уточнением исходных характеристик и корректировкой совокупности основных характеристик ЛА с большей степенью детализации в части согласования характеристик отдельных бортовых и наземных систем и агрегатов и рационального распределения функций между ними. После корректировки вновь могут понадобиться проектно-конструкторские проработки по уточнению исходных характеристик и распределению функций между бортовыми и наземными системами и т. д.

Подобные итерационные приближения необходимы до тех пор, пока изменения значений основных проектных параметров не окажутся менее погрешностей, вызываемых неопределенностью исходных характеристик.

Подчеркнем, что рациональное распределение функций между бортовыми системами БР или РН, бортовыми и наземными системами их комплексов не менее важно, чем выбор лучшей совокупности основных проектных параметров, и оценивается одними и теми же показателями качества комплексов — критериями их эффективности.

2. Проектирование должно базироваться на объективном отражении физических связей отдельных частей БРК и РКК и их взаимодействия в процессе эксплуатации. Погрешности отражения реальных физических связей в процессе проектирования влекут за собой такие же последствия в результатах проектирования, как и погрешности исходных характеристик. Следовательно, допустимые погрешности отражения реальных физических процессов в ходе проектирования должны регламентироваться и выбор наилучшего альтернативного проектного решения с наибольшей эффективностью новой разработки должен учитывать как влияние неопределенности исходных данных, так и методическую погрешность исходной модели физических связей в процессе проектирования.

3. Степень детализации проектно-конструкторских работ должна согласовываться с требованиями к рассматриваемому этапу проектирования комплекса. Например, на стадии отбора лучшего альтернативного варианта БР или РН для разработки их комплексов с летно-техническими характеристиками, предусмотренными техническим заданием (этап разработки технических предложений), достаточно ограничиться сравнительным анализом количественных оценок эффективности. При этом неопределенности исходных характеристик и исходных моделей, влияние которых предположительно слабо на все рассматриваемые варианты комплекса, могут учитываться достаточно грубо.

На этапе разработки эскизного проекта при проектировании уже отобранного конкретного варианта комплекса погрешности исходных данных и исходных моделей не должны влиять на окончательные летно-технические характеристики. Следовательно, либо указанные погрешности должны быть уменьшены до практически пренебрежимого уровня на основе углубленной проектно-конструкторской проработки, либо, если это невозможно, должны предусматриваться резервы (по массе конструкции, тяге двигателей и т. д.) для компенсации неопределенностей при реализации принятых проектно-конструкторских решений.

4. Проектно-конструкторские разработки ЛА должны быть обусловлены основным функциональным назначением. Выполнение побочных функций следует обеспечить усложнением наземных средств, а конструкция ЛА должна быть облегчена до уровня, обеспечивающего функционирование только в летных ситуациях.

5. Выбранные компоновочные и конструктивно-силовые схемные решения должны сводить массу несущих элементов к минимуму.

Все эти требования при многоэтапном процессе проектирования БРК или РКК характерны для системного подхода при принятии проектно-конструкторских решений, когда необходим анализ сложной информации различной физической природы.

Идея многоэтапности процесса принятия решений при проектировании БРК или РКК, основанная на использовании упрощенных моделей для выбора альтернативного варианта и сочетаний поверочных расчетов с последующим усложнением моделей по мере уточнения и накопления необходимой информации, является одной из центральных в системном анализе.

Таким образом, основы проектирования БР и РН составляют:

- механика реактивного полета в части установления взаимосвязей кинематических, энергетических и конструктивных характеристик ЛА;

- теория реактивных двигателей в части установления взаимосвязей энергии компонентов топлива, массово-энергетических и конструктивных характеристик двигательной установки;

- теория управления движением в части обеспечения взаимосвязей характеристик и состава систем управления с требованиями точности управления и устойчивости движения;

- теория прочности ЛА в части установления взаимосвязей условий нагружения и массовых характеристик основных силовых элементов конструкции;

- организация и экономика производства в части установления взаимосвязей массовых и экономических характеристик ЛА;

- системный анализ как составная часть системного подхода при выполнении современных научно-технических разработок в части выбора альтернатив, задаваемых сложной информацией различной физической природы и с различной степенью достоверности.

Содержание основ проектирования ЛА будет неполным, если не отразить роль и место современного специалиста в процессе проектирования с использованием средств автоматизации проектных работ (САПР).

Нет необходимости останавливаться на важности профессиональной подготовки современного специалиста для проведения системного анализа в сжатые сроки, что само по себе уже определяет умение широко пользоваться средствами автоматизации проектирования и конструирования, обработки данных экспериментов и т. д.

Современный специалист в конкретной области деятельности, разрабатывая сложные конструкции ракетно-космической техники, прежде всего выполняет творческую работу чрезвычайно многогранную и зачастую новую по своей физической сущности, многие аспекты которой никогда не могут быть до конца формализованы. Поэтому процесс проектирования таких сложных технических комплексов, как БРК и РКК баллистических ракет и ракет-носителей, являющихся их основой, должен объединять как

формальные, так и эвристические методы анализа, основанные на интуиции, опыте и знаниях проектантов.

Неправильно мнение, что творческое содержание в проектных, конструкторских, экспериментальных и других работах в значительной степени может быть заменено специально организованной системой обработки статистического материала. Статистическая обработка параметров существующих конструкций, конечно, важна и ее не следует недооценивать. Однако использование только статистического материала позволяет создать конструкцию, имеющую аналоги в общем конструкторском замысле или в отдельных технических решениях, т. е. конструкцию уже существующую. Новых же оригинальных конструкций, требующих качественно новых творческих решений, конструкций неизвестных до настоящего времени качеств статистический подход принципиально дать не может. Для этого необходимо прежде всего творчество квалифицированного научного и инженерно-технического контингента страны, опирающегося на современную технику автоматизации выполнения формализованных и типовых процессов как средство повышения производительности труда.

В числе необходимых условий успешного выполнения современных сложных разработок конструкции обязательно использование принципа профессионального разделения труда — декомпозиции разработки.

Конструктор, как бы талантлив он не был, может оперировать с ограниченным объемом информации (параметры, критерии, технические решения) и соответственно выполнять в установленные сроки ограниченную часть общей проектно-конструкторской разработки. Поэтому и технология проектирования и технология изготовления и экспериментальной отработки должны предусматривать разделение на работы, выполнение которых под силу конкретному индивидууму.

Примерами такого наиболее крупного разделения проектных работ являются:

- отбор из всего многообразия характеристик БРК и РКК части характеристик — основных проектных параметров, наиболее существенно влияющих на выполнение заданных летно-технических характеристик (ЛТХ) и выбор критериев эффективности разработки ЛА;

- выделение на раннем этапе проектных работ задачи выбора основных проектных параметров по заданным ЛТХ;

- согласование характеристик бортовых систем БР или РН с основными проектными параметрами БРК или РКК;

- разработка программы экспериментальной отработки БРК или РКК до заданного уровня надежности.

3.1. ОСНОВНЫЕ ПРОЕКТНЫЕ ПАРАМЕТРЫ ТРАНСПОРТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Характеристики баллистических ракет и ракет-носителей, составляющих основу БРК или РКК, можно разделить на три группы:

- летно-технические характеристики, задаваемые в техническом задании на разработку;

- массово-энергетические характеристики, обеспечивающие гарантированное выполнение заданных ЛТХ;

- критериальные характеристики или критерии эффективности, количественно определяющие эффект решения сформулированных в техническом задании целей и задач новой разработки.

К летно-техническим характеристикам БР относят:

- диапазон дальностей полета по техническому заданию (от $L_{\min}^{т.з}$ до $L_{\max}^{т.з}$);

- массу полезной нагрузки и ее состав ($M_{п.н}^{т.з}$ и количество разделяющихся боевых блоков);

- точность доставки полезной нагрузки в расчетную точку, характеризуемую, например, круговым вероятным отклонением;

- размеры района разведения разделяющейся полезной нагрузки по дальности и по направлению;

- время подготовки и осуществления запуска $t^{т.з}$.

Кроме того, могут быть предъявлены и специфические требования, например, к вероятности выполнения задач пуска $P^{т.з}$, к подлетному времени к цели, к условиям эксплуатации при возможном противодействии и пр.

К летно-техническим характеристикам РН относят:

- диапазон параметров орбиты выведения (высоты перигея — $H_{\pi}^{т.з}$, апогея — $H_{а}^{т.з}$, наклонений — $i^{т.з}$)

- соответствующую определенным параметрам орбиты выведения массу полезной нагрузки $M_{п.н}^{т.з}$;

- точность выведения, определяемую допускаемым разбросом параметров орбиты (например, дисперсиями $D_{H_{\pi}}^{т.з}$, $D_{H_{а}}^{т.з}$ и корреляционными моментами);

- допустимый разброс времени выведения на орбиту $\Delta t_{\text{оисз}}^{т.з}$, что необходимо для осуществления сближения и стыковки в космосе;

- время подготовки и осуществления запуска $t^{т.з}$.

Для выполнения заданных летно-технических характеристик необходимо обеспечить в конце активного участка вполне определенное сочетание кинематических параметров движения, в частности, величины и направления скорости, наиболее существенно влияющих на дальность полета БР или параметры орбиты выведения РН. Кинематические параметры зависят от массово-энергетических характеристик БР или РН, программ угла тангажа и тяги, аэродинамических характеристик и прочих данных.

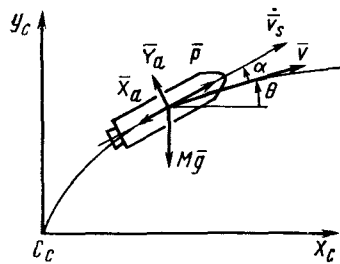


Рис. 3.1. К записи дифференциальных уравнений движения летательного аппарата

Поэтому уже на начальном этапе проектирования БР или РН важно иметь представление о влиянии массово-энергетических характеристик на кинематические параметры движения и соответственно — на летно-технические характеристики.

Из большого числа массово-энергетических и прочих характеристик всегда можно выделить наиболее весомые, совокупность значений которых гарантирует выполнение заданных летно-технических характеристик независимо от реально возможных значений остальных данных. Такие характеристики принято называть основными проектными параметрами (ОПП).

Правильный выбор состава ОПП помимо гарантированных оценок ЛТХ сводит к минимуму количество рассматриваемых аргументов при проектировании и является важным моментом формализации задач проектной разработки БР или РН.

Выбор состава ОПП начнем с качественного рассмотрения зависимости величины и направления конечной скорости БР или РН от массово-энергетических характеристик и программ угла тангажа $\vartheta(t)$ и тяги $P(t)$.

Дифференциальные уравнения, определяющие скорость v и направление θ скорости БР или РН под действием кажущегося ускорения \dot{v}_s и ускорения тяготения g (рис. 3.1), имеет вид

$$\dot{v} = \dot{v}_s \cos \alpha - g \sin \theta; \quad (3.1)$$

$$v\dot{\theta} = \dot{v}_s \sin \alpha - g \cos \theta,$$

$$\text{где} \quad \dot{v}_s = \frac{P - X_a}{M} = \frac{P_n(t)}{M} - \frac{S_a p_H}{M} - \frac{c_{x_a} q S_m}{M} = g_0 \frac{n(t)}{\mu} - g_0 \frac{n - n_0}{\mu} \tilde{p}_H - \frac{g_0 c_{x_a} q}{\mu p_m}; \quad (3.2)$$

n и n_0 — соответственно начальная перегрузка в пустоте и у Земли; μ — относительная масса ЛА; \tilde{p}_H — относительное давление на высоте H ; $p_m = g_0 n_0 / S_m$ — нагрузка на модель; $c_{x_a} q$ — произведение коэффициента аэродинамического сопротивления на скоростной напор.

Программа угла тангажа определяет углы атаки, возникающие при несовпадении направления тяги и касательной к траектории активного участка:

$$\alpha = \vartheta(t) - \theta(t). \quad (3.3)$$

Из первого уравнения (3.1) видно, что при заданной программе расхода топлива $\mu(t)$ (или, что то же, $P_n(t)$) и заданной зависимости $\theta(t)$ наибольший прирост скорости обеспечивает программа угла тангажа, у которой реализуются малые углы атаки и $\cos \alpha \approx 1$.

Из второго уравнения системы (3.1) следует, что малые углы атаки могут иметь место только при определенном законе изменения скорости $v(t)$, а следовательно, и $P_n(t)$. Таким образом, программы угла тангажа $\vartheta(t)$ и тяги $P_n(t)$ взаимосвязаны условием достижения наибольшей конечной скорости.

Малые углы атаки вдоль траектории БР или РН косвенно свидетельствуют о правильном выборе программ угла тангажа и тяги для получения наибольшей скорости с рассматриваемыми запасами топлива.

Приведенные соображения позволяют при формализации связей кинематических параметров конца активного участка и ЛТХ использовать оптимальные программы угла тангажа и тяги и тем самым исключить их из числа основных проектных параметров. Использование оптимальных программ угла тангажа и тяги целесообразно на всех этапах разработки и эксплуатации БР или РН, поскольку их задание для отработки системой управления на борту практически не связано с дополнительными затратами, а увеличение полезной нагрузки, достигаемое при этом, улучшает все критерии эффективности без исключения.

Рассмотрим программы угла тангажа и тяги, используемые на участке полета БР или РН в плотных слоях атмосферы. Движение в плотных слоях атмосферы из условий минимального аэродинамического нагружения выполняется с номинальными нулевыми углами атаки $\alpha \equiv 0$, поэтому программа угла тангажа является решением второго уравнения системы (3.1); $\vartheta(t) \equiv \theta(t)$.

Как начальное приближение для решения второго уравнения (3.1), при проектных работах может быть рекомендована парабола [4]

$$\vartheta(t) = \vartheta_1 + \frac{\frac{\pi}{2} - \vartheta_1}{(t_1 - t_0)^2} (t - t_0)^2, \quad (3.4)$$

зависящая от угла ϑ_1 в момент t_1 достижения условной границы заметного влияния атмосферы ($H \approx 50$ км). Значение t_0 соответствует началу отработки программы угла тангажа.

Программа изменения тяги $P_n(t)$ должна реализовать максимально возможный режим работы двигателей, поскольку при этом сокращаются продолжительность активного полета и соответственно, потери на тяготение. Необходимость дросселирования двигателей может возникнуть после достижения больших скоростей для ограничения скоростного напора и потерь на аэродинамическое сопротивление, пропорциональных квадрату текущего значения скорости и плотности атмосферы.

Реализация дросселирования не связана с заметными затратами на запуск ЛА, и ее программа в число основных проектных параметров не включается, но начальная перегрузка, определяющая максимальную тягу, массу и стоимость двигательной установки, является одним из основных проектных параметров.

В ряде случаев цели дросселирования конструктивно проще могут быть достигнуты выключением двигателей и преодолением части участка полета в плотных слоях атмосферы по инерции. При этом и скоростной напор и аэродинамическое сопротивление будут уменьшаться, что, как правило, с учетом тяготения приведет к большим суммарным потерям в скорости, чем при дросселировании.

Используя оптимальные программы угла тангажа и тяги, проинтегрируем почленно первое уравнение (3.1) с учетом (3.2) и $\cos \alpha \approx 1$:

$$v = \int_0^t g_0 \frac{n}{\mu} dt - \int_0^t g_0 \frac{n-n_0}{\mu} \tilde{p}_H dt - \int_0^t g_0 \frac{c_{x_a} q}{\mu p_m} dt - \int_0^t g_0 \sin \theta dt = v_{\text{хар}} - v_p - v_{c_x} - v_g. \quad (3.5)$$

Характеристическая скорость $v_{\text{хар}}$ определяется запасами топлива и удельным импульсом в пустоте:

$$v_{\text{хар}} = \int_0^t g_0 \frac{n}{\mu} dt = -g_0 p_{y_{\text{д.п}}} \int_1^{\mu_k} \frac{d\mu}{\mu} = -c \ln \mu_k, \quad (3.6)$$

где
$$dt = d \left[\frac{p_{y_{\text{д.п}}}}{n} (1 - \mu) \right] = - \frac{F_{y_{\text{д.п}}}}{n} d\mu.$$

Потери в скорости из-за противодавления на срезе сопла

$$v_p = -c \frac{n-n_0}{n} \int_1^{\mu_k} \frac{\tilde{p}_H}{\mu} d\mu; \quad (3.7)$$

из-за аэродинамического сопротивления

$$v_{c_x} = - \frac{c}{n F_m} \int_1^{\mu_k} \frac{q c_{x_a}}{\mu} d\mu \quad (3.8)$$

и потери, определяемые тяготением

$$v_g = - \frac{c}{n} \int_1^{\mu_k} \sin \theta d\mu. \quad (3.9)$$

Рассматривая характеристическую скорость как теоретический предел возможного значения скорости ЛА после сгорания запасов топлива $m_T = M_0(1 - \mu_k)$, убеждаемся, что к нему можно приблизиться, минимизируя сумму потерь (3.7) — (3.9) путем подбора начальной перегрузки n , нагрузки на мидель p_m , высотности двигателя $\lambda = n/n_0$.

С увеличением начальной перегрузки убывают потери на тяготение (3.9), но увеличиваются потери из-за аэродинамического сопротивления (3.8) вследствие возрастания скоростного напора. Минимальная сумма потерь (3.7) — (3.9) на атмосферном участке полета БР или РН составляет примерно 20—30% от характеристической скорости, причем потери на тяготение наиболее существенны — две трети от суммарных потерь. Таким образом на долю потерь в скорости от влияния высотности двигателей λ и нагрузки на мидель p_m приходится менее 10% от характеристической скорости и даже в случае их уточнения при проектировании в пределах $\pm 30\%$ изменение суммарных потерь не превысит 2—3% от значения характеристической скорости. Поэтому в число основных проектных параметров БР или РН ни высотность двигателей, ни нагрузку на мидель включать нецелесообразно, а потери в скорости из-за влияния атмосферы при выборе лучшей совокупности основных проектных параметров допустимо считать постоянными.

Программы угла тангажа и тяги на внеатмосферном участке активного полета БР или РН не связаны жестким ограничением $\alpha = 0$ по условиям аэродинамического нагружения, но тем не менее малые значения угла, как уже указывалось, косвенно свидетельствуют о целесообразном использовании запасов топлива для достижения наибольшей конечной скорости.

Для определения оптимальных программ угла тангажа и тяги на внеатмосферном участке обратимся к решению вариационной задачи применительно к РН [36]. (Аналогичное решение может быть получено применительно и к БР). Рассмотрим функционал

$$J[\vartheta(t), P(t)] = \int_0^T \dot{v}_{\text{хар}} \cos \vartheta dt \quad (3.10)$$

с учетом граничных условий в конце активного участка полета $t=T$; $v_y=0$ и $y=Y$ и дифференциальных связей (уравнений движения) в виде

$$\begin{aligned} \psi_1 &= \dot{y} - \dot{v}_{\text{хар}} \sin \vartheta + g_0 = 0; \\ \psi_2 &= \dot{y} - v_y = 0. \end{aligned} \quad (3.11)$$

Физический смысл функционала (3.10) с использованием неопределенных функций Лагранжа $\lambda_1(t)$, $\lambda_2(t)$

$$J = \int_0^T [\dot{v}_{\text{хар}} \cos \vartheta + \lambda_1 (\dot{y} - \dot{v}_{\text{хар}} \sin \vartheta + g_0) + \lambda_2 (\dot{y} - v_y)] dt$$

— зависимость конечной скорости РН от располагаемой характеристической скорости $v_{\text{хар}} = \int_0^T \dot{v}_{\text{хар}} dt$ и программ $\vartheta(t)$ и $P(t)$ при условиях (3.11). Время работы двигателей может быть меньше или равно времени выведения T на орбиту спутника Земли.

Экстремум функционала (3.10) реализуется при неперенном условии

$$\delta J = \int_0^T \left\{ (\sin \vartheta - \lambda_1 \cos \vartheta) \dot{v}_{\text{хар}} \delta \vartheta + \left[-\frac{d}{dt} (\cos \vartheta - \lambda_1 \sin \vartheta) \right] \delta v_{\text{хар}} - \frac{d\lambda_2}{dt} \delta y - \left(\frac{d\lambda_1}{dt} + \lambda_2 \right) \delta v_y \right\} dt + g_0 \lambda_1 \delta T = 0, \quad (3.12)$$

для выполнения которого необходимо, чтобы

$$\delta v_{\text{хар}} = 0; \lambda_1 \big|_{t=T} = 0; \frac{d\lambda_1}{dt} + \lambda_2 = 0 \text{ и } \frac{d\lambda_2}{dt} = 0, \quad (3.13)$$

а также

$$\operatorname{tg} \vartheta = -\lambda_1. \quad (3.14)$$

Из (3.13) и (3.14) следует, что программа угла тангажа должна обеспечивать направление тяги в конце активного участка вдоль орбитальной скорости РН v_x . В ходе активного полета программа угла тангажа должна линейно изменяться по времени

$$\operatorname{tg} \vartheta(t) = -\lambda_1 = C(T-t) \approx \operatorname{tg} \vartheta_0 - C_2 t, \quad (3.15)$$

где C — константа, подбираемая из граничных условий.

Аналогичный вывод может быть получен и для программы угла тангажа БР, а именно:

— в конце активного участка направление тяги должно совпадать с оптимальным направлением скорости для достижения наибольшей дальности полета по инерции;

— в ходе активного полета программа угла тангажа должна линейно убывать по времени

$$\vartheta(t) = C(T-t) + \vartheta_{\text{к.о.т.}}$$

Вид программы тангажа не зависит от программы тяги, но численное значение константы C меняется в зависимости от $P(t)$.

Для выбора программы тяги $P(t)$, обеспечивающей наибольшую конечную скорость или, что то же, максимальную полезную нагрузку (поскольку избыток топлива при заданной скорости можно заменить дополнительной полезной нагрузкой), рассмотрим условия (3.12) при

$$\delta v_{\text{хар}} \neq 0. \quad (3.16)$$

Вариация функционала (3.12), а следовательно, и конечной скорости РН будет положительной, если подынтегральное выражение знакоположительно.

Поскольку вариация $\delta v_{\text{хар}} \geq 0$, что следует из выражения

$$0 \leq \delta v_{\text{хар}} \leq v_{\text{хар}} = - \sum_{j=1}^N c_j \ln p_{kj},$$

где ограничение снизу соответствует полету с выключенными двигателями, а сверху — приросту характеристической скорости при мгновенном сжигании топлива на всех N ступенях РН, то знак подынтегрального выражения определится членом в квадратной скобке равенства (3.12). Преобразуем (3.12):

$$\delta J = \int_0^T \Psi(t) \delta v_{\text{хар}} dt, \quad (3.17)$$

где с учетом (3.13) и (3.15)

$$\Psi(t) = C \frac{\operatorname{tg} \vartheta_0 - c_2 t}{V(\operatorname{tg} \vartheta_0 - c_2 t)^2 + 1}. \quad (3.18)$$

Итак, подынтегральная функция $\Psi(t)$ зависит только от времени и на интервале $[0, T]$ может иметь либо постоянный знак, либо изменить его не более одного раза, отслеживая изменение знака числителя.

В первом случае наибольшая величина конечной скорости будет достигнута мгновенным сжиганием топлива в начале полета, где значение $|\Psi(t)|$ максимально, во втором случае — мгновенным сжиганием части топлива в начале полета и оставшейся части топлива в конце полета.

Полученный вывод — мгновенно сжигать топливо, — конечно, не должен реализовываться практически, ибо он сделан без учета увеличения массы двигателей для обеспечения чрезмерной тяги. Но из него следует правило обеспечения наибольшей полезной нагрузки как при одноимпульсном, так и при двухимпульсном активных участках — двигатели должны использоваться с максимальной тягой.

Двухимпульсный активный участок неизбежен в тех случаях, когда его протяженность меньше высоты орбиты выведения РН. Но и в тех случаях, когда высота орбиты выведения РН меньше протяженности активного участка, двухимпульсный активный участок обеспечивает выведение большей полезной нагрузки вплоть до оптимальных высот выведения порядка 120–160 км (рис. 3.2). Поэтому при оптимальной программе тяги $P(t)$ определяется необходимость введения участка полета по инерции и целесообразное распределение запасов топлива между первым и вторым включениями двигателей.

Для выведения на орбиту с наибольшей полезной нагрузкой при втором включении двигателей должны быть оставлены минимально необходимые запасы топлива, достаточные для окончательного формирования заданной орбиты.

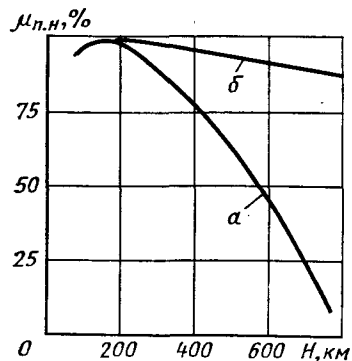


Рис. 3.2. Зависимость полезной нагрузки ракеты-носителя от высоты круговой орбиты выведения и схемы активного участка:

α — одноимпульсный активный участок; б — двухимпульсный активный участок

Такая рекомендация очевидна, если учесть, что полет по инерции происходит с неизменной энергией движения [4]

$$h = \frac{v^2}{2} - \frac{fM}{r}$$

и потери скорости из-за тяготения Δv при увеличении высоты Δr меньше при большей начальной скорости.

Варьируя последнее выражение для энергии движения

$$0 = v \Delta v + \frac{fM}{r^2} \Delta r,$$

получаем

$$\frac{\Delta v}{\Delta r} = - \frac{fM}{r^2 v}. \quad (3.19)$$

В итоге рассмотрения программ угла тангажа и тяги на внеатмосферном участке активного полета БР или РН максимальная полезная нагрузка практически реализуется при линейной зависимости программы угла тангажа от времени и использовании двигателей в режиме максимальной тяги. Двухимпульсный активный участок целесообразен для РН при выведении на орбиту с высотой большей, чем оптимальная высота окончания активного участка для рассматриваемого носителя, причем запасы топлива для повторного включения двигателя должны быть минимально необходимыми.

Из рассмотренных характеристик в число основных проектных параметров следует включить только начальные перегрузки для внеатмосферных ступеней БР или РН, а также количество ступеней N и соотношение их стартовых масс $\mu_{п.н.}$.

Таким образом, к числу основных проектных параметров транспортных ЛА относятся:

- количество ступеней $i = 1, 2, \dots, N$;
- соотношение ступеней $\mu_{п.н.} = M_{0i+1}/M_{0i}$;
- начальная перегрузка ступеней $n_i = P_i/g_0 M_{0i}$;
- удельный импульс двигательных установок ступеней $p_{уд.п.и.}$.

Взаимосвязаны $p_{уд.п.и.}$ и безразмерные параметры ступеней α_i , β_i и $a_{т.0i}$, a_{0i} , определяемые компонентами топлива, типом двигателей и прочими факторами в соответствии с равенствами (2.27).

На начальном этапе проектирования следует ограничиться выбором сочетания только основных проектных параметров, гарантирующего выполнение заданных летно-технических характе-

ристических с запасом, превышающим влияние неучтенных характеристик.

По существу сочетание основных проектных параметров определяет семейство транспортных ЛА с одинаковыми ЛТХ, одинаковой относительной полезной нагрузкой в соответствии с (2.36):

$$\mu_{п.н.} = \prod_{i=1}^N \frac{\mu_{кi} - \alpha_i - \beta_i n_i}{1 - \alpha_i},$$

но различными абсолютными массами полезной нагрузки и соответственно массой ракетных блоков, запасов топлива, тягой двигателей.

В этом смысле основные проектные параметры могут рассматриваться как коэффициенты подобия различных по размерности летательных аппаратов с одинаковыми ЛТХ.

Практически во всех случаях количество основных проектных параметров больше, чем необходимо для выполнения заданных ЛТХ, в частности, для достижения необходимой конечной скорости ЛА. Поэтому для однозначного выбора наилучшего сочетания ОПП используются критерии эффективности, отражающие такие качества ЛА, как затраты на выполнение запуска, затраты на выполнение всей программы создания и эксплуатации транспортных ЛА и многое другое.

Из всех возможных сочетаний основных проектных параметров, удовлетворяющих ЛТХ, выбирается сочетание с наилучшими критериями эффективности. Таким образом, выбор ОПП на раннем этапе проектирования ЛА формализуется алгоритмами оптимизации критериев эффективности при выдерживании заданных ЛТХ.

Методические сложности решения задачи выбора основных проектных параметров ЛА определяются прежде всего трудностями формализации понятия эффективности новой разработки как наилучшей совокупности ее количественных показателей — критериев эффективности. Так, в подавляющем числе практических ситуаций не удается не только однозначно назвать лучшие соотношения критериев эффективности, но и фиксировать их состав.

Таким образом, выбор основных проектных параметров приходится проводить в условиях неопределенности требований к новой разработке ЛА, и методика решения должна по возможности либо исключить неопределенности, либо свести их влияние к минимуму.

Трудности при выборе основных проектных параметров определяются и стохастическим характером условий эксплуатации ЛА и данных многих бортовых систем, которые к началу проектирования ЛА еще не установлены ни по составу, ни по характеристикам. Прямолинейное преодоление этих трудностей путем усложнения математических моделей реальных физических связей и процессов не приводит к решению задач проектирования

ЛА даже с использованием перспективных по быстрдействию и объему памяти ЭВМ и нецелесообразно из-за большой трудоемкости.

Основы теории проектирования транспортных ЛА устанавливают целесообразные границы усложнения формализованных зависимостей: влияние погрешностей формализованных связей кинематических, массовых и прочих характеристик ЛА на каждом этапе проектирования не должно превышать влияния неопределенности исходных данных на основные летно-технические характеристики и критерии эффективности ЛА.

3.2. ВЫБОР КРИТЕРИЕВ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Выбор критериев эффективности разрабатываемого комплекса ЛА по сути является процессом формализации замысла проектанта, качественным и количественным описанием его понимания вновь создаваемого комплекса ЛА. Ошибка при выборе и использовании критериев эффективности уже не может быть исправлена на последующих этапах создания нового комплекса ЛА, содержание которых — взаимная увязка характеристик ЛА и комплекса в целом, изготовление опытных образцов и их экспериментальная отработка до заданной надежности, разумеется, без кардинальной переработки разработанных конструкций составляющих частей.

Вместе с тем выбор критериев эффективности как творческий процесс наиболее трудно поддается формализации, что тем не менее не должно служить основанием для неясностей в этих вопросах. Если проектант, а вместе с ним и заказчик не могут конкретизировать преимущества принимаемого к разработке альтернативного варианта, то это означает, что либо рассматриваемые конструкции равноценны, либо разработчики недостаточно компетентны. И в том и в другом случаях даже наиболее совершенные методы проектирования и современные средства автоматизации не могут исключить принятия не лучшего технического решения.

Критерии эффективности ЛА должны отражать наиболее существенные качества новой разработки, улучшение которых при выполнении задач запуска дает явные преимущества.

Применительно к комплексам БР, назначение которых — поражение заданного количества наземных целей, явные преимущества будут у новых разработок ЛА, которые на требуемую дальность доставляют к целям с заданной точностью конкретную полезную нагрузку с наименьшими затратами на изготовление и запуски:

$$\mathfrak{Z}_1 = \frac{C_{\text{БР}}}{M_{\text{п.н}}} = \frac{c_{\text{уд}}^{\text{БР}}}{\mu_{\text{п.н}}}, \quad (3.20)$$

где $C_{\text{БР}} = c_{\text{уд}}^{\text{БР}} M_{01}$, $M_{\text{п.н}} = \mu_{\text{п.н}} M_{01}$ — соответственно стоимость запуска одной БР и масса ее полезной нагрузки.

Стоимость запуска одной БР складывается из стоимости собственно БР и стоимости стартового устройства, обеспечивающего запуск, неуязвимость и многие другие качества комплекса ЛА. В тех случаях, когда стоимость стартового устройства относительно невелика по сравнению со стоимостью БР, стоимость запуска одной БР может быть определена формулой

$$\mathfrak{Z}_1 = \frac{\sum_{j=1}^p \mu_j c_{\text{уд}}^{(j)}}{\mu_{\text{п.н}}},$$

где μ_j и $c_{\text{уд}}^{(j)}$ — соответственно относительная масса и удельная стоимость изготовления j -го агрегата $\left(\sum_j \mu_j c_{\text{уд}}^{(j)} = c_{\text{уд}}^{\text{БР}} \right)$.

Но применительно к шахтным БРК и БРК морского базирования на подводных лодках соотношение стоимости собственно БР и стартового устройства иное: стоимость шахтной позиции или стоимость подводной лодки, отнесенная к количеству БР на борту, в несколько раз превышает стоимость собственно БР. В таких случаях явные преимущества будут иметь БР с одинаковыми дальностью полета, массой полезной нагрузки и точностью ее доставки и с минимальной стоимостью стартовой позиции. Другими словами, конфигурация БР и плотность ее компоновки, определяющие объем, а следовательно, и стоимость шахтной стартовой позиции приобретают первостепенное значение. Более того, при модернизации БРК оправдано сохранять наиболее дорогостоящую его часть — шахты либо подводные лодки. Так, США в шахты БРК «Минитмен» устанавливают БР «МХ», имеющие более чем вдвое большую стартовую массу и соответственно большую полезную нагрузку (см. табл. 1 приложения 1). Американские подводные лодки оснащаются более мощными БР «Трайидент» вместо БР «Поларис», «Посейдон». Превалирующим критерием лучшего технического решения при этом является обратное отношение массы полезной нагрузки БР к объему имеющихся шахт:

$$\mathfrak{Z}_2 = \frac{V_{\text{ш}}}{M_{\text{п.н}}} = \frac{1}{\rho^{\text{БР}} \mu_{\text{п.н}}}, \quad (3.21)$$

где $\rho^{\text{БР}} = M_0/V_{\text{ш}}$ — плотность компоновки БР, характеризуемая отношением стартовой массы БР к объему шахты.

Критерии (3.20), (3.21) могут рассматриваться как приближенные математические описания качеств БРК. Допущения, сделанные при их записи, не означают правомерность пренебрежения остальными качествами БРК в иных ситуациях. Всякие допущения приемлемы с позиций анализа требований к БРК при-

менительно к конкретной ситуации, и в этом смысле их польза заключается в возможности отделить наиболее существенные качества от второстепенных.

Аналогичные примеры рассмотрим и применительно к РКК, из анализа требований к которым следуют критерии качества РН как экономичного средства выполнения транспортной программы Земля—ОИСЗ. Как для РКК, так и для БРК может рассматриваться критерий с учетом объема транспортных перевозок:

$$\Theta_3 = \frac{C^p + C^{и.э} N_{и}}{M_{\Sigma}}, \quad (3.22)$$

где C^p — затраты на разработку и экспериментальную отработку РН; $C^{и.э}$ — стоимость изготовления и эксплуатации одного носителя; M_{Σ} — суммарная масса выведенных на орбиту полезных грузов $N_{и}$ носителями со стартовой массой M_0 :

$$M_{\Sigma} = \mu_{п.н} M_0 N_{и}.$$

Выразим затраты на транспортную программу через основные проектные параметры РН:

$$C^p + C^{и.э} N_{и} = C^{и.э} N_{и} \left(\frac{C^p}{C^{и.э} N_{и}} + 1 \right) = c_{уд} M_0 N_{и} \left(\frac{N_0}{N_{и}} + 1 \right), \quad (3.23)$$

где N_0 — условное количество РН, характеризующее объем экспериментальной отработки ЛА до заданной надежности.

Отношение $N_0/N_{и}$ характеризует дополнительные затраты на создание нового носителя. Использование существующего РН для выполнения транспортной программы означает равенство $(N_0/N_{и}) = 0$. Величине отношения $N_0/N_{и}$ может быть сопоставлена подтверждаемая надежность РН к моменту окончания его экспериментальной отработки.

Беспредельное увеличение подтверждаемой надежности РН к моменту окончания экспериментальной отработки экономически нецелесообразно, поскольку приводит к неоправданному росту отношения $N_0/N_{и}$. Следовательно, существует целесообразная граница необходимой надежности РН, за пределами которой дополнительные затраты на создание и экспериментальную отработку комплекса ЛА превысят возможные потери в стоимости материальной части и полезной нагрузки в ходе выполнения транспортной программы. Целесообразная надежность соответствует минимуму критерия (3.22) по условному объему экспериментальной отработки $N_0/N_{и}$ и может быть уменьшена при установке на ЛА средств спасения дорогостоящей материальной части при отказах в процессе эксплуатации, поскольку отказы не будут связаны с большими материальными потерями.

С учетом (3.22) и (3.23) критерий РКК

$$\Theta_3 = \frac{c_{уд}}{\mu_{п.н}} \left(\frac{N_0}{N_{и}} + 1 \right). \quad (3.24)$$

Критерий Θ_3 , как и в случаях критериев для БРК, выделяет наиболее существенные качества РН в конкретных ситуациях, например, при наличии или отсутствии системы аварийного спасения материальной части и т. д.

Приведенные в качестве примеров критерии качеств БРК или РКК далеко не охватывают всего многообразия практических ситуаций, но свидетельствуют о возможности выразить через основные проектные параметры ЛА необходимые и достаточные критерии их эффективности. Во все критерии Θ_1 , Θ_2 , Θ_3 входит относительная масса полезной нагрузки $\mu_{п.н}$. Допустим, что проектные параметры ЛА слабо влияют на удельную стоимость его изготовления и запуска $c_{уд}$, на габариты и объем экспериментальной отработки комплекса ЛА. Тогда экстремальные значения рассмотренных критериев будут соответствовать

$$\max \mu_{п.н} = \max_{j=1}^N \prod \mu_{п.н j},$$

где $\mu_{п.н j}$ — относительная полезная нагрузка j -й ступени. В тех ситуациях, когда допущение о слабом влиянии проектных параметров на стоимость изготовления и запуска ЛА неприемлемо, может оказаться удовлетворительным приближенный учет стоимости БР или одноразовых РН:

$$c_{уд} = \frac{C^{и.э}}{M_0} = \frac{c_{уд}^{кон}}{M_0} \sum_{j=1}^N (M_{к j} - M_{п.н j}) = c_{уд}^{кон} \sum_{j=1}^N (\mu_{к j} - \mu_{п.н j}) \prod_{i=0}^{j-1} \mu_{п.н i};$$

$$(\mu_{п.н 0} = 1), \quad (3.25)$$

где $c_{уд}^{кон}$ — удельные затраты на изготовление собственно конструкции топливных отсеков, двигателей, приборов и других устройств, усредненные для всех N ступеней ЛА.

В таких ситуациях критерии Θ_1 , Θ_2 , Θ_3 с точностью до постоянного множителя записываются как

$$\tilde{\Theta}_1 = \sum_{j=1}^N (\mu_{к j} - \mu_{п.н j}) \prod_{i=j}^N (\mu_{п.н i})^{-1}; \quad (3.26)$$

$$\tilde{\Theta}_2 = 1 + \sum_{j=1}^N \tilde{\rho}_j (1 - \mu_{п.н j}) \prod_{i=j}^N (\mu_{п.н i})^{-1}; \quad (3.27)$$

$$\tilde{\Theta}_3 = \left(\frac{N_0}{N_{и}} + 1 \right) \sum_{j=1}^N (\mu_{к j} - \mu_{п.н j}) \prod_{i=j}^N (\mu_{п.н i})^{-1}, \quad (3.28)$$

где $\tilde{\rho}_i = \rho_{п.н} / \rho_j$ — отношение плотности нагрузки к средней плотности j -го блока, определяемой плотностью топлива при реализации в конструкции ЛА совмещенных топливных баков, уто-

ленных в топливных баках двигателей и другими мерами повышения плотности компоновки.

Хотя приведенные примеры и не исчерпывают всего многообразия возможных критериев эффективности БР и РН, тем не менее наглядно видна общность логических построений при их получении и использовании:

при выборе и формализации критериев эффективности для БР и РН необходимо исходить из требований к БРК или РКК, т. е. к комплексам, в которые БР или РН входят как составные части;

упрощения при формализации критериев эффективности БР или РН допустимы только в тех пределах, при которых сохраняются с необходимой достоверностью взаимосвязи рассматриваемых качеств для вновь разрабатываемых БРК или РКК;

для одного и того же вновь разрабатываемого БРК или РКК может быть формализовано несколько критериев эффективности, одновременно удовлетворить которые наилучшим образом путем выбора совокупности основных параметров ЛА невозможно.

Такие закономерности типичны при системном подходе к разработке БРК или РКК и, в частности, при принятии технических решений на основе системного анализа в проектировании ЛА.

3.3. ФОРМАЛИЗАЦИЯ ВЗАИМОСВЯЗЕЙ ОСНОВНЫХ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ, ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК И КРИТЕРИЕВ ЭФФЕКТИВНОСТИ

При формализации взаимосвязей основных проектных параметров, летно-технических характеристик и критериев качества в проектировании ЛА используются закономерности, установленные такими разделами науки, как механика движения, прочность конструкций, аэро- и газодинамика. Особенности использования этих закономерностей заключаются в выделении среди них наиболее существенных, влияние которых превосходит неопределенности таких исходных данных, как массовые характеристики топливных отсеков, двигательных установок и прочих агрегатов и систем ракетных блоков и ступеней. Относительно большие погрешности указанных исходных данных до 15—20% на начальных этапах проектирования ЛА естественны, поскольку еще не определены окончательно компоновочная и конструктивно-силовая схемы, конкретные случаи нагружения и размеры ЛА, не установлены принципиальные схемы и состав ряда бортовых систем, таких как система наддува баков, система одновременного опорожнения баков. Таким образом, особенности формализации взаимосвязей основных проектных параметров ЛА и характеристик, заданных техническим заданием, заключаются в отборе таких закономерностей, которые бы позволили определить количество и начальные перегрузки ступеней, а также соотношения их масс, тип и режим работы двигательных установок и

траекторию движения, пригодные для использования во всем диапазоне возможных значений массовых характеристик.

В механике движения ЛА кинематические и проектные параметры связаны дифференциальными уравнениями.

Воспользуемся дифференциальными уравнениями движения для определения зависимости кинематических параметров в момент выключения двигателей БР или РН от заданных ЛТХ и зависимости основных проектных параметров (ОПП) от кинематических. Указанные зависимости позволяют определить необходимые сочетания ОПП для выполнения заданных ЛТХ и среди таких сочетаний ОПП выбрать наилучшее по критериям эффективности.

Дальность полета БР или значения параметров орбиты выведения РН связаны с кинематическими параметрами в конце активного участка первыми интегралами уравнений движения по инерции в ньютоновском поле тяготения. Приводим эти интегралы, которые и будут использованы для определения кинематических параметров и, в первую очередь, — величины и направления потребной скорости.

Интеграл энергии движения в явном виде относительно большой полуоси кеплерова эллипса a ,

$$\frac{1}{a} = \frac{2}{r} - \frac{v^2}{fM}, \quad (3.29)$$

где r и v — соответственно текущее расстояние от центра Земли и скорость движения; $fM = 3,9862 \cdot 10^5 \text{ км}^3/\text{с}^2$ — произведение гравитационной постоянной на массу Земли.

Интеграл площадей в явном виде относительно параметра кеплерова эллипса:

$$p = (rv \cos \theta)^2 / (fM), \quad (3.30)$$

где θ — наклон траектории к местному горизонту.

Траектория кеплерова движения в функции истинной аномалии θ_n :

$$r = p / (1 + e \cos \theta_n), \quad (3.31)$$

где e — эксцентриситет эллипса, выражаемый через его большую полуось a и параметр p .

$$e^2 = 1 - p/a.$$

Дальность полета БР принято отсчитывать по геодезической линии от точки старта до точки цели. С достаточной для проектных разработок точностью дальность полета БР может определяться по дуге земного радиуса между точками A' и B' пересечения кеплерова эллипса, проходящего через конец активного участка, и земной поверхностью (рис. 3.3). Из (3.31) при $r=R$ следуют два значения истинной аномалии θ_n^c и θ_n^d , отличающиеся от π на величину угла β_n , отсчитываемого от фокальной оси.

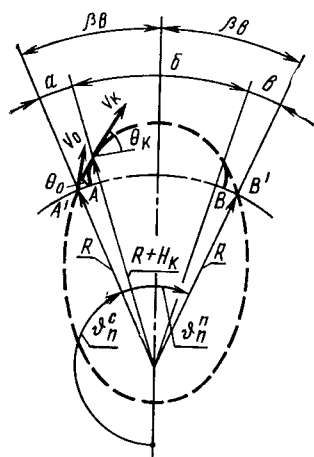


Рис. 3.3. К приближенному определению дальности полета баллистических ракет:

A и A' — соответственно истинная и приближительная точка старта; B и B' — соответственно истинная и приближительная точка падения БР

Соответствующая дальность по поверхности Земли

$$L = 2R\beta_B, \quad (3.32)$$

где угол β_B в зависимости от высоты конца активного участка H_K , наклона θ_K и величины скорости v_K равен

$$\operatorname{tg} \beta_B = \frac{\frac{v_K^2}{fM} (R + H_K) \operatorname{tg} \theta_K}{1 + \operatorname{tg}^2 \theta_K - \frac{v_K^2}{fM} (R + H_K)}. \quad (3.33)$$

Максимальный угол β_B и соответственно наибольшая дальность полета БР при фиксированной скорости v_K реализуются при оптимальном наклоне траектории.

Оптимальный наклон конечной скорости к местному горизонту θ_K^* находится из условия $\frac{d \operatorname{tg} \beta_B}{d \operatorname{tg} \theta_K} = 0$ и равен

$$\operatorname{tg} \theta_K^* = \sqrt{1 - \frac{v_K^2}{fM} (R + H_K)}. \quad (3.34)$$

Подстановка (3.34) и (3.33) в (3.32) дают наглядную зависимость оптимального наклона θ_K^* конечной скорости v_K от заданной дальности L полета БР:

$$\theta_K^* = \frac{\pi}{4} \left(1 - \frac{L}{\pi R} \right), \quad (3.35)$$

которая пунктиром показана на рис. 3.4.

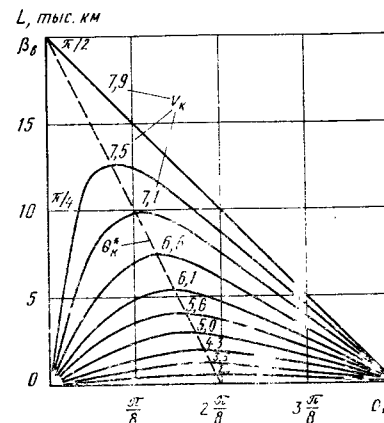
Приведенными формулами удобно воспользоваться для определения величины и направления потребной скорости в следующей последовательности.

В зависимости от заданной дальности L по формуле (3.35) определяется оптимальный наклон θ_K^* и по формуле (3.34) — потребная величина скорости v_K , при этом полагается $H_K = 0$. На рис. 3.4 иллюстрируется взаимосвязь этих параметров. Следует отметить, что не учитывается высота окончания активного участка, которая уменьшает потребное значение конечной скорости. Оценим возможное изменение конечной скорости по формуле (3.19) для значения высоты $H_K = 150$ км при конечной скорости без поправки $v_K = 7,5$ км/с:

$$\Delta v_K = -\frac{fM H_K}{R^2 v_K} = -\frac{3,9862 \cdot 10^5}{63712 \cdot 7,50} \cdot 150 = -0,196 \text{ км/с.}$$

Рис. 3.4. Зависимость дальности полета баллистических ракет от величины v_K (км/с) и наклона θ_K конечной скорости:

θ_K^* — оптимальные значения наклона конечной скорости



Таким образом, без учета высоты окончания активного участка БР потребная конечная скорость завышается на величину ≈ 200 м/с, что сопоставимо с потерями в скорости из-за аэродинамического сопротивления и противодавления на срезе сопла в среднем примерно 300 м/с. В первом приближении можно принять, что пренебрежение влиянием высоты окончания активного участка и атмосферы на величину потребной конечной скорости допустимо, поскольку они взаимно компенсируют друг друга с точностью до 100 м/с, т. е. менее 2% от конечной скорости межконтинентальной БР.

Таким образом, в соответствии с (3.5) определение основных проектных параметров БР по конечной скорости v_K можно подчинить равенству

$$v_K = \sum_{i=1}^N (v_{\text{хар} i} - v_{gi}), \quad (3.36)$$

где v_K определена по формулам (3.35) и (3.34);

$$v_{\text{хар} i} = -c_i \ln \mu_{Ki} \quad (3.37)$$

— характеристическая скорость i -й ступени ($i = 1, 2, \dots, N$);

$$v_{gi} = \frac{c_i}{n_i} \int_1^{\mu_K} \sin \theta d\mu \quad (3.38)$$

— потери на тяготение ($c_i = g_0 p_{\text{хл}, i}$ — скорость истечения). Формулы (3.36) — (3.38) можно использовать и при определении основных проектных параметров РН по потребной конечной скорости. При этом потребная конечная скорость v_K должна определяться в соответствии с заданными параметрами орбиты выведения: высотой перигея H_{π} и высотой апогея H_{α} . Окончание активного участка РН следует предусматривать на высоте перигея, поскольку оптимальная высота выведения для получения наибольшей полезной нагрузки ≈ 120 —160 км. Большая полуось эллипса выведения РН

$$a = \frac{1}{2} [(R + H_{\pi}) + (R + H_{\alpha})],$$

и по формуле (3.29) потребная конечная скорость $v_k = v_n$:

$$v_k = \sqrt{2fM \left(\frac{1}{R + H_\pi} - \frac{1}{2R + H_\pi + H_a} \right)}. \quad (3.39)$$

Наклон конечной скорости РН к местному горизонту $\theta_k^* = 0$.

В полученных формулах для определения основных проектных параметров БР и РН не учитывается влияние вращения Земли, которое в зависимости от географической широты старта и направления запуска может увеличивать или уменьшать дальность полета БР или допустимую массу полезной нагрузки РН.

Формулы без учета влияния вращения Земли отражают усредненные условия запуска, примерно соответствующие стрельбе вдоль меридиана.

В формулы (3.34)–(3.39), связывающие летно-технические характеристики и основные проектные параметры, в явном виде не вошли соотношения масс ступеней БР и РН $\mu_{n,i} = M_{0i+1}/M_{0i}$, необходимые для выбора лучшей совокупности ОПП по значениям критериев эффективности (3.26)–(3.28).

Связи между относительными конечными массами ступеней БР и РН μ_{ki} и соотношением масс ступеней $\mu_{n,i}$ определены в гл. 2 и достаточны для анализа влияния ОПП на критерии эффективности при проектной разработке.

Рассмотрим влияние таких основных проектных параметров, как количество ступеней N и распределение масс между ними $\mu_{n,i} = M_{0i+1}/M_{0i}$ ($i = 1, 2, \dots, N$). Их влияние проявляется при неизменной характеристической скорости и неизменных потерях в скорости в виде существенного изменения основных качеств ЛА как транспортного средства, в частности, относительной массы полезной нагрузки:

$$\mu_{n,n} = \prod_{i=1}^N \mu_{n,i}.$$

Наибольшая величина относительной полезной нагрузки обеспечивается при целесообразном делении массы конструкции по ступеням.

Определим экстремум логарифма относительной массы полезной нагрузки при фиксированной характеристической скорости $v_{хар}$:

$$\ln \mu_{n,n} = \sum_{i=1}^N \ln \mu_{n,i} + \lambda \left(v_{хар} + \sum_{i=1}^N c_i \ln \mu_{ki} \right), \quad (3.40)$$

где λ — неопределенная постоянная Лагранжа, а

$$\mu_{ki} = \mu_{n,i} (1 - \alpha_i) + \alpha_i + \beta_i n_i$$

в соответствии с (2.36).

$$\text{Условия} \quad \frac{\partial \ln \mu_{n,n}}{\partial \mu_{n,i}} = \frac{1}{\mu_{n,i}} + \lambda c_i \frac{\mu'_{ki}}{\mu_{ki}} = 0; \quad (i = 1, 2, \dots, N)$$

запишем в виде

$$-\frac{1}{\lambda} = c_1 \left(1 - \frac{\alpha_1 + \beta_1 n_1}{\mu_{k1}} \right) = c_2 \left(1 - \frac{\alpha_2 + \beta_2 n_2}{\mu_{k2}} \right) = \dots = c_N \left(1 - \frac{\alpha_N + \beta_N n_N}{\mu_{kN}} \right). \quad (3.41)$$

Из (3.41) следует, что при одинаковых характеристиках ракетных блоков ($c_i = c$, $\alpha_i = \alpha$, $\beta_i n_i = \beta n$) наибольшая относительная полезная нагрузка ЛА реализуется:

— при равных относительных конечных массах

$$\mu_{k1} = \mu_{k2} = \dots = \mu_{kN};$$

— при равных характеристических скоростях для каждой ступени

$$v_{хар}/N = v_{хар i} = -c_1 \ln \mu_{k1} = \dots = -c \ln \mu_{kN};$$

— при равных относительных нагрузках для каждой ступени

$$\mu_{n,i} = \frac{1}{1 - \alpha} (\mu_{ki} - \alpha - \beta n) = \mu_{n,n}^{\frac{1}{N}}.$$

Для рассмотренного ЛА с оптимальным соотношением ступеней характеристическая скорость (3.37) в безразмерной записи

$$\tilde{v}_{хар} = v_{хар}/c = -N \ln \left[\mu_{n,n}^{\frac{1}{N}} (1 - \alpha) + \alpha + \beta n \right]. \quad (3.42)$$

Преобразуем (3.42):

$$\begin{aligned} \tilde{v}_{хар} &= -N \ln \mu_{n,n}^{\frac{1}{N}} - N \ln \left[1 - \alpha + \frac{\alpha + \beta n}{\mu_{n,n}^{\frac{1}{N}}} \right] = \\ &= -\ln \mu_{n,n} - N \ln \left[(1 - \alpha) \left(1 + \frac{\alpha + \beta n}{[\exp(-\tilde{v}_{хар})^{\frac{1}{N}} - \alpha - \beta n]} \right) \right], \end{aligned} \quad (3.42')$$

поскольку

$$\mu_{n,n}^{\frac{1}{N}} = \frac{1}{1 - \alpha} \{ [\exp(-\tilde{v}_{хар})^{\frac{1}{N}} - \alpha - \beta n] \}.$$

Первое слагаемое (3.42') определяет характеристическую скорость идеальной ракеты, состоящей только из топлива и полезной нагрузки, а второе слагаемое — потери характеристической скорости реальной ракеты из-за необходимости разгонять массу топливных и прочих отсеков, а также массу двигательных установок. Минимизация этих потерь $\tilde{v}_{\alpha, \beta}$ надлежащим выбором количества ступеней означает экономию топлива и соответственно увеличение $\mu_{n,n}$:

$$\frac{d\tilde{v}_{\alpha,\beta}}{dN} = \frac{d}{dN} \left[N \ln(1-\alpha) \left(1 + \frac{\alpha + \beta n}{[\exp(-\tilde{v}_{\text{хар}})]^{\frac{1}{N}} - \alpha - \beta n} \right) \right] = 0. \quad (3.43)$$

Теоретическое число ступеней можно найти из (3.43), однако использование этого уравнения не всегда удобно, поскольку проектиранию интересуют целочисленные значения количества ступеней и не только минимальное значение потерь характеристической скорости, но и их изменение при переходе к меньшему количеству ступеней. Поэтому лучше воспользоваться формулой

$$\tilde{v}_{\alpha,\beta} = N \ln \left\{ (1-\alpha) \left[1 + \left(\frac{[\exp(-\tilde{v}_{\text{хар}})]^{\frac{1}{N}}}{\alpha + \beta n} - 1 \right)^{-1} \right] \right\},$$

при $N=1, 2, \dots$

В качестве примера влияния количества ступеней на потери характеристической скорости из-за массы конструкции ракетных блоков рассмотрим БРСД с $v_{\text{хар}}=5000$ м/с и РН с $v_{\text{хар}}=9000$ м/с с пороховым и кислородно-керосиновым топливом и соответствующими значениями $\rho_{\text{уд}}$; α ; βn (табл. 3.1).

Критерием выбора предпочтительного количества ступеней принято ограничение потерь характеристической скорости примерно 10% сверх минимально возможных.

Из таблицы следует, что РН как на твердом топливе, так и на кислородно-керосиновом топливе с современными характеристиками топливных отсеков и двигателей в одноступенчатом исполнении не могут быть созданы.

Для создания одноступенчатого РН на кислородно-керосиновом топливе необходимо вдвое улучшить относительную массу топливных отсеков по сравнению с современным уровнем.

По принятому критерию выбора количества ступеней из табл. 3.1 следуют рекомендации:

- для БРСД с РДТТ — две ступени;
- для БРСД с ЖРД — одна ступень;
- для РН с РДТТ — три или четыре ступени в пределах рассмотренного диапазона изменения α ;
- для РН с ЖРД — две ступени.

3.4. МЕТОДЫ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

В предыдущих разделах рассмотрены такие показатели качества ЛА, как летно-технические характеристики, критерии эффективности и искомые параметры начального этапа проектирования ЛА — основные проектные параметры.

В задачах отыскания проектных параметров летно-технические характеристики по существу являются ограничениями типа равенств или неравенств, а критерии эффективности в некотором

Таблица 3.1

Влияние количества ступеней N , удельного импульса $\rho_{\text{уд}}$ и характеристик ракетных блоков $\alpha, \beta n$ на потери скорости $\tilde{v}_{\alpha,\beta} = v_{\alpha,\beta} / v_{\text{хар}}$ и относительную массу полезной нагрузки $\mu_{\text{п.н.}}$

Значения $\tilde{v}_{\alpha, \beta}$, %, $\mu_{\text{п.н.}}$, %														
Назначение ЛА	$\rho_{\text{уд}}$	α	βn	Количество ступеней N									Выбираемые значения по критерию	
				1	2	3	4	5	6	7	8	9	N	$\mu_{\text{п.н.}}$, %
БРСД $v_{\text{хар}} = 5000$ м/с	280	0,15	0,01	$\frac{164}{0,89}$	$\frac{37,3}{8,61}$	$\frac{30,3}{9,76}$	$\frac{28,0}{10,2}$	$\frac{27,2}{10,3}$	$\frac{26,9}{10,4}$	$\frac{27,0}{10,3}$			2	8,61
	280	0,15	0,01	$\frac{53,9}{6,40}$	$\frac{23,2}{11,1}$	$\frac{19,6}{11,8}$	$\frac{18,6}{12,0}$	$\frac{18,4}{12,1}$	$\frac{18,5}{12,0}$				2	11,1
	350	0,08	0,02	$\frac{31,9}{15,2}$	$\frac{20,3}{17,9}$	$\frac{19,3}{18,2}$	$\frac{19,8}{18,1}$						1	15,2
	350	0,05	0,02	$\frac{24,2}{17,9}$	$\frac{15,5}{19,5}$	$\frac{14,4}{19,5}$	$\frac{15,1}{19,3}$						1	17,9
РН $v_{\text{хар}} = 9000$ м/с	280	0,15	0,01	не реализуется	$\frac{89,5}{0,23}$	$\frac{43,6}{0,99}$	$\frac{34,8}{1,31}$	$\frac{31,1}{1,48}$	$\frac{29,4}{1,57}$	$\frac{28,2}{1,62}$	$\frac{27,6}{1,66}$	$\frac{27,2}{1,68}$	4	1,31
	280	0,10	0,01	То же	$\frac{43,0}{1,01}$	$\frac{26,3}{1,72}$	$\frac{22,0}{1,98}$	$\frac{20,1}{2,10}$	$\frac{19,2}{2,17}$	$\frac{18,7}{2,20}$	$\frac{18,5}{2,22}$		3	1,72
	350	0,08	0,02	"	$\frac{28,5}{3,68}$	$\frac{21,6}{4,38}$	$\frac{19,8}{4,59}$	$\frac{19,4}{4,64}$	$\frac{19,4}{4,64}$				2	3,68
	350	0,05	0,02	$\frac{94,3}{0,68}$	$\frac{18,7}{4,72}$	$\frac{15,0}{5,19}$	$\frac{14,2}{5,30}$	$\frac{14,2}{5,30}$					2	4,72

сочетании определяют целевую функцию, улучшить значение которой можно, используя избыток свободных искомым параметров.

Таким образом, решение многих задач теории проектирования формализуется алгоритмом оптимизации в условиях ограничений заданными летно-техническими характеристиками и ряда неопределенностей. К числу неопределенностей относятся прежде всего многокритериальность — наличие многих показателей эффективности, разнородных по физическому содержанию и по степени важности. В таких ситуациях принято говорить о неопределенности целей.

Формальными методами преодолеть неопределенность целей невозможно. Разработаны методы сокращения диапазона неопределенностей, которые в ряде случаев позволяют при проектировании ЛА преодолеть возникающие трудности и во всяком случае сократить их до обозримых размеров, что само по себе прогрессивный шаг к поиску технического решения.

В числе других неопределенностей укажем на случайный характер условий эксплуатации (возмущения, вызываемые ветром, разбросом плотности атмосферы) и в известной мере практическую реализацию конструкции (случайный разброс массовых и энергетических характеристик, отказы бортовых систем и т. д.). К следующей группе неопределенностей отнесем факторы, связанные с противодействием противника, имеющим целью ухудшить точность попадания или осуществить перехват головной части БР.

Остановимся на преодолении неопределенностей цели. Пусть при проектировании нового ЛА сформулирован ряд критериев $\mathcal{E}_1, \mathcal{E}_2, \dots, \mathcal{E}_p$, каждый из которых зависит от совокупности проектных параметров $\bar{x}(x_1, x_2, \dots, x_n)$. Начнем с простейших методов определения \bar{x} для отыскания лучшего сочетания значений критериев $\mathcal{E}_1, \mathcal{E}_2, \dots, \mathcal{E}_p$.

1. Линейная свертка — сведение совокупности частных показателей к одному критерию вида

$$\mathcal{E}(\bar{x}) = \sum_{i=1}^p c_i \mathcal{E}_i(\bar{x}), \quad (3.44)$$

где $1 \geq c_i \geq 0$ — нормированные положительные множители $\sum_{i=1}^p c_i = 1$.

Вряд ли нужно пояснять, что произвольное изменение c_i может существенно изменить результат выбора проектных параметров \bar{x} . Только в частных случаях изменение c_i в широких пределах может слабо влиять на искомые основные проектные параметры \bar{x} ; один из таких случаев — случай доминирующего критерия \mathcal{E}_d в ряду \mathcal{E}_i ($i=1, 2, \dots, p$).

В этом случае задача определения параметров ЛА сводится к отысканию \bar{x} из условия

$$\text{extr } \mathcal{E}_d(\bar{x}). \quad (3.45)$$

В общем случае линейная свертка многокритериальной цели разработки ЛА как метод преодоления неопределенности вряд ли может считаться удовлетворительной.

2. Использование контрольных показателей — назначение для частных показателей неких значений $\mathcal{E}_i(\bar{x}) \leq \mathcal{E}_i^*$, которые должны быть достигнуты, и оценки отношений $\mathcal{E}_i(\bar{x})/\mathcal{E}_i^*$.

В ряду этих отношений выбирается «наиболее отстающий» показатель

$$\tilde{\mathcal{E}}(\bar{x}) = \min_i \frac{\mathcal{E}_i(\bar{x})}{\mathcal{E}_i^*}, \quad (3.46)$$

который и подлежит оптимизации путем лучшего выбора \bar{x} . Таким образом, задача сведена к однокритериальной.

3. Приведение к «абсолютному экстремуму». Путем последовательного решения однокритериальных задач можно найти ряд экстремальных значений частных показателей $\text{extr } \mathcal{E}_1(\bar{x}), \text{extr } \mathcal{E}_2(\bar{x}), \dots$. Вектор $\bar{\mathcal{E}}[\text{extr } \mathcal{E}_1(\bar{x}), \text{extr } \mathcal{E}_2(\bar{x}), \dots]$ в пространстве критериев эффективности условимся рассматривать как точку «абсолютного экстремума», степень приближения к которой характеризует совокупность качества ЛА:

$$\mathcal{E}_a = \sqrt{\sum_{i=1}^p [\mathcal{E}_i(\bar{x}) - \text{extr } \mathcal{E}_i(\bar{x})]^2}. \quad (3.47)$$

4. Компромиссы Парето. Желание исключить из неформального анализа те альтернативы, которые заведомо плохи, и тем самым сократить множество рассматриваемых технических решений для обеспечения их анализа, приводит к использованию множества альтернатив Парето.

Предположим, что ряд показателей эффективности определен сочетанием проектных параметров \bar{x} . Однако если найдено новое значение \bar{x}^* , которое удовлетворяет неравенствам

$$\bar{\mathcal{E}}_i(\bar{x}^*) \geq \mathcal{E}_i(\bar{x}), \quad (3.48)$$

и хотя бы одно из неравенств строгое, то это означает, что при прочих равных условиях удалось по крайней мере одно из качеств ЛА улучшить и, следовательно, сочетание \bar{x}^* предпочтительнее \bar{x} . Процесс целесообразно продолжать до тех пор, пока все неравенства (3.48) превратятся в равенства и лучшего сочетания проектных параметров \bar{x}^* отыскать нельзя. Множество компонентов \bar{x}^* называют множеством Парето, а вектор \bar{x}^* — неулучшаемым вектором Парето. Конечно, вектор \bar{x}^* следует рассматривать только в области допустимых значений. Тогда каждой точке \bar{x} из области допустимых значений будет соответствовать вполне определенный вектор с компонентами $\mathcal{E}_1(\bar{x}), \mathcal{E}_2(\bar{x}), \dots, \mathcal{E}_p$, но не все точки удовлетворяют требованиям Парето, и это обстоятельство позволит сократить множество рассматриваемых решений. На рис. 3.5 в пространстве двух критериев $\mathcal{E}_1(x)$ и $\mathcal{E}_2(x)$ приведена параметрически за-

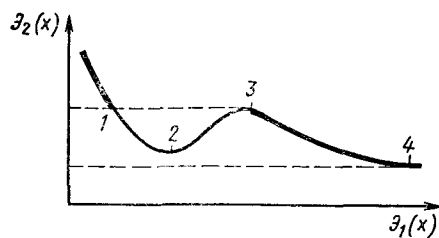


Рис. 3.5. К определению множества Парето

данная кривая, определяемая допустимыми значениями x . Не все участки кривой принадлежат множеству Парето, а только выделенные толстой линией. Значения критериев $Z_i(x)$ между точками 1 и 2 не принадлежат множеству Парето, поскольку между точками 3 и 4 значения $Z_i(x)$ лучше; значения критериев $Z_i(x)$ между точками 2 и 3 не принадлежат множеству Парето, поскольку

улучшаются и $Z_1(x)$ и $Z_2(x)$ одновременно.

Множество проектных решений по Парето не дает ответа на вопрос, какое из них предпочтительнее. По физическому смыслу каждое из них в теории проектирования ЛА примечательно либо наибольшей полезной нагрузкой, либо наименьшими затратами выведения на ОИСЗ и т. д. Но окончательный выбор из возможных сочетаний этих качеств принадлежит проектанту и является процессом неформального анализа.

Методы преодоления неопределенностей цели далеко не достаточны для решения проектных задач, и по существу разработка нового ЛА ставит перед проектантом уникальные проблемы, для преодоления которых необходимы разносторонние знания, изобретательство и талант. В качестве иллюстрации к сказанному обратим внимание на такие обстоятельства, как выбор количества критериев эффективности и назначение допустимых погрешностей их определения. Теория проектирования ЛА, не предопределяя состав и число критериев эффективности, тем самым допускает ситуации, при которых отбор лучшего из альтернативных вариантов невозможен уже потому, что всем показателям в равной степени отвечает несколько технических решений. Искать решения подобных вопросов на пути установления различий между показателями в единицах и долях процентов бессмысленно. Неопределенность знаний исходных данных на ранних стадиях проектирования ЛА обязывает проектанта значения критериев качеств, разнящихся в пределах 10%, считать равноценными. Следовательно, выход в подобных ситуациях — сравнение близких технических вариантов по новым, ранее не рассмотренным качествам, т. е. привлечение дополнительных критериев качества или, что то же, расширение состава критериев уже в процессе проектирования. К неформальным аспектам анализа следует также отнести допустимые пределы снижения значений части критериев для улучшения остальных показателей качества ЛА.

В ряде случаев решения задач теории проектирования ЛА особое значение приобретает достоверность полученных результатов. Критерии, характеризующие достоверность полученных результатов, могут быть введены в рассмотрение и использоваться наряду

с традиционными показателями качества. Рассмотрим факторы, влияющие на достоверность результатов системного анализа.

Прежде всего качество моделирования. Любые методы системного анализа в теории проектирования ЛА опираются на математическое описание физических процессов и связей, знание которых само по себе относительно. Но от качества модели зависят результаты всего последующего анализа, следовательно, погрешности модели не должны мешать достижению поставленных целей. Вот почему с оценки допустимых методических погрешностей модели необходимо начинать любой процесс системного анализа. Очевидно, требования к методическим погрешностям моделей при проведении сравнительного анализа менее жесткие, и это обстоятельство позволяет создать более удобные для использования в смысле простоты и трудоемкости модели. С позиций принятых допущений при разработке модели могут классифицироваться на модели описания физического процесса, модели для оптимизации, для исследования конфликтных ситуаций, для имитации сложного комплекса физических процессов и т. д. Последний класс моделей с развитием ЭВМ приобрел самостоятельное значение в задачах с существенно нелинейными связями, например, для описания развития и последствий отказов на борту ЛА.

В качестве примера приведем модель оценки влияния малых отклонений проектных параметров на ЛТХ, в частности, на дальность полета БР. На базе разложения в ряд Тейлора

$$\Delta L = gr_v L, \Delta \bar{v} + gr_r L, \Delta \bar{r} + \dots \quad (3.49)$$

Сохраняя наиболее существенные члены

$$\Delta L \simeq gr_v L, \Delta \bar{v} = \frac{\partial L}{\partial v} \Delta v + \dots \quad (3.49')$$

и учитывая

$$v_s = -c \ln \mu_k - v_{\text{пот}},$$

имеем

$$\Delta v_s = -\Delta c \ln \mu_k - c \frac{\Delta \mu_k}{\mu_k} - \Delta v_{\text{пот}}$$

и

$$\Delta L = -\frac{\partial L}{\partial v} \left(\Delta c \ln \mu_k + c \frac{\Delta \mu_k}{\mu_k} + \Delta v_{\text{пот}} \right), \quad (3.49'')$$

где Δc , $\Delta \mu_k$ — малые отклонения скорости истечения и относительной конечной массы ЛА, в свою очередь, зависящей от разброса массовых характеристик α и β , (2.36),

$$\Delta \mu_k = \Delta [\mu_{\text{п.н}} (1 - \alpha) + \alpha + \beta n] = \Delta \alpha (1 - \mu_{\text{п.н}}) + \Delta \beta n$$

при $\mu_{\text{п.н}} = \text{const.}$

Таким образом, погрешности определения дальности полета БР выражаются аддитивной функцией

$$\Delta L = -\frac{\partial L}{\partial v} \left(\Delta c \ln \mu_k + \Delta \alpha c \frac{1 - \mu_k}{\mu_k} + \Delta \beta \frac{nc}{\mu_k} + \Delta v_{\text{пот}} \right). \quad (3.49''')$$

Предположим, что априорно известны разбросы малых отклонений

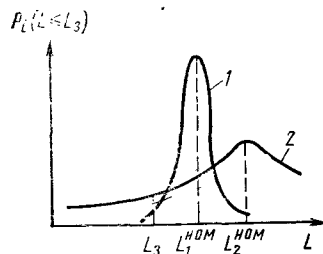


Рис. 3.6. К сопоставлению альтернативных вариантов по номиналам и степени риска:

1, 2 — варианты БР; L_3 — заданное значение дальности; $L_1^{\text{НОМ}}$, $L_2^{\text{НОМ}}$ — математические ожидания дальности полета первого и второго вариантов БР соответственно

проектных параметров и их плотности распределения. Тогда известно и распределение плотности возможных отклонений максимальной дальности БР. Последние отклонения зависят от качества конкретной БР ($-\mu_k, \mu_{\text{п.н}}, c, \dots$) и условий экс-

плуатации ($\Delta v_{\text{пот}}$). Но даже при одинаковых условиях эксплуатации различные альтернативные варианты разработки БР будут иметь отличающееся поле разбросов по дальности.

Сопоставим альтернативы разработки БР по критерию риска [31]. Введем в рассмотрение степень риска

$$\mathfrak{R}_p = \frac{P_1(L \leq L_3)}{P_2(L \leq L_3)}, \quad (3.50)$$

являющуюся отношением вероятности необеспечения заданной дальности первым альтернативным вариантом к аналогичной вероятности для второго альтернативного варианта

$$P_i(L \leq L_3) = \int_{-\infty}^{L_3 - L} \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma_i} \exp \left[-\frac{(L - L_i^{\text{НОМ}})^2}{2\sigma_i^2} \right] dL. \quad (3.51)$$

Значение \mathfrak{R}_p , меньшее единицы, свидетельствует о преимуществах первого варианта. На рис. 3.6 приведены номинальные значения и плотность распределения дальности полета БР для двух вариантов. Из рисунка следует, что в то время как по критерию номинальной дальности второй вариант превосходит первый, по критерию степени риска при обеспечении дальности предпочтение следует отдать первому варианту.

Примеры решения конкретных задач проектирования ЛА описанными методами будут приведены в последующих главах по мере накопления исходных данных и рассмотрения частных задач.

ГЛАВА 4

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОСНОВНЫХ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАКЕТ И РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ ПО ЗАДАНЫМ ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИМ ХАРАКТЕРИСТИКАМ

Основные проектные параметры (ОПП) должны соответствовать заданным летно-техническим характеристикам (ЛТХ) и, в частности, таким важнейшим из них, как требуемая дальность полета баллистической ракеты (БР) или требуемые характеристики орбиты выведения ракеты-носителя (РН).

В гл. 3 было показано, что одну и ту же максимальную дальность полета могут обеспечить БР с одинаковыми ОПП и показателями эффективности, но различными по величине полезной нагрузки и соответственно массой ступеней и блоков. Аналогично выведение на одну и ту же орбиту могут обеспечивать РН с одинаковыми ОПП и показателями эффективности, но различными по величине полезной нагрузкой и соответственно массой ступеней и блоков. Таким образом, совокупность ОПП определяет семейство летательных аппаратов с одинаковыми ЛТХ, но различной размерностью по величине полезной нагрузки. В этом смысле ОПП могут рассматриваться как коэффициенты подобия различных по размерности летательных аппаратов одинакового назначения.

Как правило, во всех случаях количество ОПП превышает количество основных ЛТХ и, следовательно, семейство возможных летательных аппаратов одинакового назначения многократно расширяется за счет всевозможных сочетаний проектных параметров при неизменных ЛТХ. В гл. 3 указывалось, что наиболее интересны для последующих проектно-конструкторских разработок и реализации лучшие из семейства возможных летательных аппаратов с заданными ЛТХ, а именно, летательные аппараты с предпочтительными значениями критериев разработки (количественных оценок таких качеств, как затраты на выполнение транспортной программы в целом, времени подготовки к производству, затрат на капитальное строительство и т. д.).

Таким образом, выбор лучшего сочетания ОПП является многокритериальной задачей, решение которой усложняется неопределенностью состава критериев и их ранжирования по степени важности. В дальнейшем эти обстоятельства будем именовать неопределенностью критериев разработки.

Не меньшие усложнения при выборе лучшего сочетания ОПП вносят и неопределенности исходных данных, таких, как конструктивно-массовые характеристики ракетных блоков или их отдельных

систем, массово-энергетические характеристики двигательных установок, которые окончательно уточняются после подробных прочностных и прочих расчетов.

На начальных стадиях проектирования, связанных с выбором компоновочных и конструктивно-силовых схем летательного аппарата, указанные исходные данные определяются либо по имеющимся статистическим материалам, либо по сугубо предварительным расчетам.

Все это предопределяет итерационный процесс выбора ОПП по заданным ЛТХ, основой которого является последовательное уточнение исходных данных.

— Исходные данные начального приближения используются для количественной оценки ОПП и критериев эффективности начального приближения.

— ОПП начального приближения используются для уточнения исходных данных с учетом особенностей компоновочной и конструктивно-силовой схем летательного аппарата рассматриваемой размерности, а при необходимости — и для уточнения состава и ранжирования критериев эффективности.

— По уточненным исходным данным и критериям эффективности проводится определение ОПП следующего приближения и т. д.

Процесс последовательных приближений для определения ОПП прекращается после того, как уточнение исходных данных по конструктивно-массовым характеристикам и критериям эффективности становится несущественным для численных значений ОПП.

Поскольку в процессе определения ОПП уточняются не только исходные данные, но и критерии выбора лучшей совокупности ОПП и значения самих ОПП, то для решения рассматриваемой итерационной задачи необходимо:

1) диапазон исследуемых ОПП расширить до границ, захватывающих экстремумы по крайней мере основных критериев эффективности;

2) поиск лучшего сочетания ОПП провести на основе компромисса в области наилучших значений критериев эффективности, что, как правило, трудоемко и требует применения современной вычислительной техники;

3) использовать упрощенные методы выбора диапазонов изменения ОПП для поиска компромисса в области лучших значений критериев эффективности, что существенно сокращает объем вычислений и время на их выполнение даже с использованием современной вычислительной техники.

Определение основных проектных параметров начнем с простейшей ситуации, когда заданы компоненты топлива и массово-энергетические характеристики.

4.1. ВЫБОР ОСНОВНЫХ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАКЕТ И РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ ПО ЗАДАНЫМ ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИМ И МАССОВО-ЭНЕРГЕТИЧЕСКИМ ХАРАКТЕРИСТИКАМ

Исходными данными для выбора основных проектных параметров (ОПП) являются массово-энергетические характеристики ракетных блоков с заданными компонентами топлива (рис. 4.1 и 4.2). Приведенные на рисунках области возможных значений массово-энергетических характеристик могут быть построены по статистическим данным обработки прототипов или аналогов ракетных блоков или по результатам сугубо предварительных расчетов по формулам

$$\alpha_i = \frac{a_{\tau,oi} + a_{oi}}{1 + a_{\tau,oi}}; \beta_i = \frac{\gamma_{д,yi}}{1 + a_{\tau,oi}}; c_i = g_0 p_{уд,pi} (i = 1, 2, \dots, N),$$

где i — индекс ступени ЛА; $a_{\tau,oi}$, a_{oi} , $\gamma_{д,yi}$ — относительная масса топливного отсека, межбаковых и прочих элементов и двигательной установки соответственно (см. гл. 2); c_i , $p_{уд,pi}$ — скорость истечения газов и пустотный удельный импульс двигательной установки.

Выбор ОПП целесообразно начинать с использования упрощенных методов, позволяющих во всем диапазоне возможных значений исходных данных выделить не меняющиеся проектные параметры. К их числу в первую очередь относится количество ступеней N .

Первым шагом по выбору ОПП является учет ЛТХ при определении величины и направления конечной скорости летательного аппарата. В соответствии с (3.35) и (3.34) почти оптимальный наклон

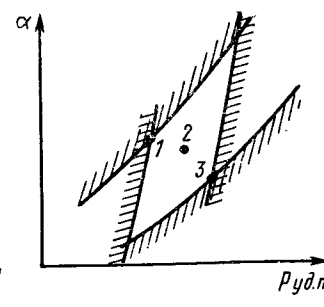


Рис. 4.1. Область возможных значений массово-энергетических характеристик ракетных блоков на начальном этапе проектирования ЛА:

1 — наихудшее сочетание; 2 — наиболее вероятные значения; 3 — наилучшее сочетание

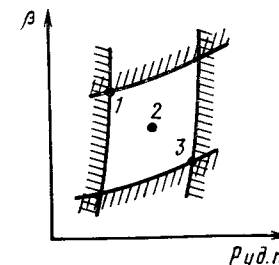


Рис. 4.2. Область возможных значений характеристик двигательной установки на начальном этапе проектирования ЛА:

1 — наихудшее сочетание; 2 — наиболее вероятные значения; 3 — наилучшее сочетание

траектории в конце активного участка

$$\theta_k^* = \frac{\pi}{4} \left(1 - \frac{L}{\pi R} \right) \quad (4.1)$$

и конечная скорость $v_k = v_{1k} (1 - \lg^{2\theta_k^*})^{\frac{1}{2}}, \quad (4.2)$

где L/R — угловая дальность полета БР (для РН $L/R = \pi$ и $\theta_k^* = 0$); v_{1k} — первая космическая скорость $\sim 7,8$ км/с.

Потери скорости из-за влияния тяготения и атмосферы $v_{\text{пот}}$ в первом приближении принимаем равными для БР $\approx 1,2$ км/с, для РН $\approx 1,6$ км/с. Поэтому потребная характеристическая скорость летательного аппарата должна быть равна

$$v_{\text{хар}} = v_k + v_{\text{пот}}. \quad (4.3)$$

Следующим шагом по выбору ОПП является определение целесообразного количества ступеней N по относительной массе полезной нагрузки (см. 2.36):

$$\mu_{\text{п.н}} = \prod_{i=1}^N \mu_{\text{п.н}i}. \quad (4.4)$$

В соответствии с (3.41) максимальная относительная полезная нагрузка реализуется при следующих условиях:

$$\frac{\mu_{k1}}{c_1(1-\alpha_1)\mu_{\text{п.н}1}} = \frac{\mu_{k2}}{c_2(1-\alpha_2)\mu_{\text{п.н}2}} = \dots = \frac{\mu_{kN}}{c_N(1-\alpha_N)\mu_{\text{п.н}N}};$$

$$\mu_{\text{п.н}i} = \frac{\mu_{ki} - \alpha_i - \beta_i n_i}{1 - \alpha_i}; \quad (4.5)$$

$$v_{\text{хар}} = - \sum_{i=1}^N c_i \ln \mu_{ki} \quad (i=1, 2, \dots, N).$$

Поскольку с увеличением количества ступеней относительная масса полезной нагрузки возрастает только до известного предела $\mu_{\text{п.н}}$, а конструкция и функционирование летательного аппарата усложняются, то целесообразной границей увеличения количества ступеней может служить условие

$$\mu_{\text{п.н}}(N) \geq (0,8 \dots 0,9) \max_N \mu_{\text{п.н}}. \quad (4.6)$$

На выполнение условия (4.6) влияет диапазон возможных значений массово-энергетических характеристик или неопределенность их знания на рассматриваемом этапе проектирования (см. рис. 4.1 — 4.2). Наихудшее сочетание α_i , β_i , $p_{\text{уд.п}i}$ соответствует минимальному удельному импульсу и максимальным значениям α_i и β_i (точки 1) и, наоборот, наилучшее сочетание — максимальному удельному импульсу и минимальным значениям α_i и β_i (точки 3).

Если после подстановки в (4.5) наилучшего и наихудшего сочетаний α_i , β_i и $p_{\text{уд.п}i}$ условие (4.6) выполняется при одном и том же

количестве ступеней N , то справедлив вывод о постоянстве целесообразного количества ступеней во всем диапазоне возможных значений массово-энергетических характеристик. В противном случае число ступеней принимается по большему значению из условия (4.6). И в первом и во втором случаях последующий выбор остальных ОПП можно проводить с таким образом выбранным неизменным количеством ступеней N .

Заметим, что наряду с определением целесообразного количества ступеней равенства (4.5) и (4.6) однозначно определяют соотношения масс ступеней $\mu_{\text{п.н}i} = M_{0i+1}/M_{0i}$ при фиксированных характеристиках α_i , β_i , $p_{\text{уд.п}i}$ и n_i . Однако значения начальных перегрузок ступеней n_i еще не определены, а сочетания α_i , β_i и $p_{\text{уд.п}i}$ могут меняться в пределах от самых неблагоприятных до наилучших.

Тем не менее значения соотношения масс ступеней могут быть приняты в соответствии с результатом вычислений по формулам (4.5) для наиболее вероятных сочетаний α_i , β_i и $p_{\text{уд.п}i}$ (точки 2 на рис. 4.1 и 4.2) при $n_1 \simeq n_2 \simeq \dots \simeq n_N \simeq 2$. Основанием для такого допущения является характер функции $\mu_{\text{п.н}}(N, \mu_{\text{п.н}i}, p_{\text{уд.п}i}, \alpha_i, \beta_i, n_i)$ в окрестности экстремального значения, где малые отклонения массово-энергетических характеристик практически не влияют на оптимальные соотношения масс ступеней и начальные перегрузки. В частности, начальные перегрузки ступеней столь слабо влияют на выбор N и $\mu_{\text{п.н}i}$, что их значение практически не меняется и при допущении $n_1 = n_2 = \dots = n_N = 0$.

Влияние начальных нагрузок существенно проявляется в изменении продолжительности активного полета и, следовательно, на потерях скорости из-за тяготения и из-за увеличения пассивной массы ракетных блоков.

Поэтому в первом приближении начальные перегрузки ступеней определим из условия минимизации потерь скорости из-за тяготения и массы двигательной установки с учетом программы угла тангажа.

Потери скорости из-за указанных причин

$$v_{\text{пот}} = \sum_{i=1}^N (v_{ni} + v_{gi}), \quad (4.7)$$

где $v_{ni} = [v_{\text{хар}}]_{n=0} - [v_{\text{хар}}]_{n \neq 0} = -c_i \ln \mu_{ki}^0 + c_i \ln (\mu_{ki}^0 + \beta_i n_i) =$

$$= c_i \ln \left(1 + \frac{\beta_i n_i}{\mu_{ki}^0} \right) \approx c_i \frac{\beta_i n_i}{\mu_{ki}^0}$$

и $v_{gi} = \int_0^{t_i} g_0 \sin \theta_i dt = g_0 t_i [\sin \theta_i + k_i (\sin \theta_{i-1} - \sin \theta_i)] =$

$$= \frac{c_i}{n_i} (1 - \mu_{ki}^0) [(1 - k_i) \sin \theta_i + k_i \sin \theta_{i-1}].$$

Коэффициент k_i отражает влияние программы угла тангажа i -й ступени, $k_i = 0,15 \pm 0,15$.

Минимальные потери скорости (4.7) имеют место при

$$\frac{dv_{\text{пот}}}{dn_i} = c_i \frac{\beta_i}{\mu_{ki}^0} - c_i \frac{1 - \mu_{ki}^0}{n_i^2} [(1 - k_i) \sin \theta_i + k_i \sin \theta_{i-1}] = 0,$$

откуда
$$n_i = \left\{ \frac{\mu_{ki}^0 (1 - \mu_{ki}^0)}{\beta_i} [(1 - k_i) \sin \theta_i + k_i \sin \theta_{i-1}] \right\}^{\frac{1}{2}}. \quad (4.8)$$

Для последних ступеней летательных аппаратов, у которых $\sin \theta_i \rightarrow 0$, формула (4.8) недостаточно точна вследствие грубого учета программы угла тангажа при полете за пределами атмосферы. С целью учета потерь в скорости при реальных программах тангажа и начальных перегрузках внеатмосферных ступеней воспользуемся дифференциальными уравнениями движения ЛА в проекциях на касательную и нормаль к траектории:

$$\begin{aligned} \dot{v} &= \dot{v}_{\text{хар}} \cos \alpha - g_0 \sin \theta; \\ v\dot{\theta} &= \dot{v}_{\text{хар}} \sin \alpha - g_0(1 - v) \cos \theta, \end{aligned} \quad (4.9)$$

где θ — наклон траектории к местному горизонту, а $v = v^2/v_{1к}^2$ — отношение кинетической энергии ЛА к кинетической энергии движения с первой космической скоростью. Средние значения $(1 - v)$ при равномерном разбиении характеристической скорости по ступеням ЛА приведены в табл. 4.1.

Интеграл второго уравнения (4.9) связывает начальную и конечную крутизну траектории второй ступени θ_1 и θ_2 :

$$\begin{aligned} v\theta &= v_1 \sin (\theta_1 - \theta_2) + \int_0^{t_2} \dot{v}\theta dt = v_1 \sin (\theta_1 - \theta_2) + \\ &+ \int_0^{t_2} \dot{v}_{\text{хар}} \sin \alpha dt - g_0(1 - v)_2 \int_0^{t_2} \cos \theta dt = 0. \end{aligned}$$

Малые углы атаки $\int_0^{t_2} \dot{v}_{\text{хар}} |\sin \alpha| dt \rightarrow 0$, примерно соответствующим

Таблица 4.1

Осредненное для i -й ступени влияние переносного ускорения $(1 - v)^*$

Количество ступеней ЛА	Среднее значение $(1 - v)$			
	1-я ступень	2-я ступень	3-я ступень	4-я ступень
2	0,9	0,6	—	—
3	1,0	0,8	0,5	—
4	1,0	0,9	0,7	0,3

* Для БР $1 - v \approx 1$.

шие максимальной конечной скорости, могут быть обеспечены при выполнении условия

$$v_1 \sin (\theta_1 - \theta_2) - g_0(1 - v_2) \int_0^{t_2} \cos \theta dt = 0.$$

Или с учетом

$$g_0 \int_0^{t_2} \cos \theta dt \approx g_0 t_2 \cos \theta_2 = \frac{c_2}{n_2} (1 - \mu_{k2}) \cos \theta_2$$

и

$$t_2 = \frac{m_{r2}}{m_{r2}} = \frac{M_{02} g_0 p_{y, n2} (1 - \mu_{k2})}{P_{n2}} = \frac{p_{y, n2} (1 - \mu_{k2})}{n_2} \quad (4.10)$$

получаем
$$n_2 = \frac{c_2}{v_1} \frac{(1 - \mu_{k2})(1 - v_2) \cos \theta_2}{\sin (\theta_1 - \theta_2)}.$$

Рассматривая последовательно 3-ю, 4-ю ступени, получаем аналогичную формулу:

$$\begin{aligned} n_i &= \frac{c_i}{v_{i-1}} \frac{(1 - \mu_{ki})(1 - v_i) \cos \theta_i}{\sin (\theta_{i-1} - \theta_i)} \\ &(i = 2, \dots, N). \end{aligned} \quad (4.10')$$

Как видно из (4.8) и (4.10), начальные перегрузки ступеней ЛА взаимосвязаны крутизной траектории в моменты разделения $\theta_1, \theta_2, \dots, \theta_{N-1}$.

Наилучшее сочетание $\theta_1, \dots, \theta_{N-1}$ обеспечивает максимальную относительную полезную нагрузку

$$\max_{\theta_1, \dots, \theta_{N-1}} \mu_{n, n} = \max_{\theta_1, \dots, \theta_{N-1}} \prod_{i=1}^N \left(\mu_{n, ni}^0 - \frac{\beta_i n_i}{1 - \alpha_i} \right)$$

и определяет соответствующие начальные перегрузки ступеней по формулам (4.8) и (4.10).

При одинаковых массово-энергетических характеристиках ракетных блоков ступеней $\alpha_i = \alpha$, $\beta_i = \beta$, $c_i = c$ и соответственно

$$\mu_{n, ni}^0 = (\mu_{n, n}^0)^{\frac{1}{N}}$$

$$\begin{aligned} \max_{\theta_1, \dots, \theta_{N-1}} \mu_{n, n} &= \max_{\theta_1, \dots, \theta_{N-1}} \left[\prod_{i=1}^N (\mu_{n, ni}^0)^{\frac{1}{N}} \times \right. \\ &\times \left. \left(1 - \frac{\beta n_i}{(\mu_{n, ni}^0)^{\frac{1}{N}} (1 - \alpha)} \right) \right] \approx \max_{\theta_1, \dots, \theta_{N-1}} \mu_{n, n}^0 \left(1 - \frac{\beta}{(\mu_{n, n}^0)^{\frac{1}{N}} (1 - \alpha)} \right) \sum_{i=1}^N n_i. \end{aligned} \quad (4.11)$$

Влияние количества ступеней и неопределенности исходных данных на относительную массу полезной нагрузки

Сочетание исходных данных	Характеристики	Количество ступеней, N				
		2	3	4	5	6
Номинальное: $c=3000$ м/с $\alpha=0,120$ $\beta n=0,010$	$\mu_{п.н.}, \%$ $\mu_{ки}$ $\mu_{п.н./\max} \mu_{п.н.}, \%$	3,2 0,28 68	4,1 0,43 88	4,4 0,53 95	4,6 0,60 100	4,6 0,65 100
Лучшее: $c=3150$ м/с $\alpha=0,090$ $\beta n=0,010$	$\mu_{п.н.}, \%$ $\mu_{ки}$ $\mu_{п.н./\max} \mu_{п.н.}, \%$	5,0 0,30 83	5,7 0,38 94	5,9 0,54 98	6,0 0,62 100	6,0 0,67 100
Худшее: $c=2850$ м/с $\alpha=0,150$ $\beta n=0,010$	$\mu_{п.н.}, \%$ $\mu_{ки}$ $\mu_{п.н./\max} \mu_{п.н.}, \%$	1,7 0,26 50	2,7 0,41 80	3,1 0,51 92	3,3 0,58 97	3,4 0,64 100

второй ступени (4.10)

$$n_2 = \frac{3,0(1-0,3)0,6 \cos 29^\circ 18'}{(6,46:2) \sin(\theta_1 - 29^\circ 18')} \approx 0,34 \sin^{-1}(\theta_1 - 29^\circ 18').$$

Минимальная сумма начальных перегрузок (4.11):

θ_1 , градус	35	40	45
n_1	4,5	4,8	5,2
n_2	3,4	1,8	1,3
$n_1 + n_2$	7,9	6,6	6,5

реализуется при наклоне траектории в момент разделения ступеней $\theta_1 \approx 40^\circ$, которому соответствуют значения $n_1=4,8$ и $n_2=1,8$.

Для сравнения значений ОПП, полученных упрощенными методами, и значений ОПП, полученных численным интегрированием уравнений (4.9), были заданы следующие диапазоны целесообразных изменений параметров $\mu_{к1}$, n_1 , n_2 и θ_1 :

по $\mu_{к1}$	от 0,20	до 0,30
по n_1	от 4,5	до 2,5
по n_2	от 1,5	до 3,5
по θ_1	от 20	до 40

Результаты расчетов с номинальными массово-энергетическими характеристиками приведены в табл. 4.3 и на рис. 4.3—4.6. Для отбора лучшего сочетания ОПП были рассчитаны критерии эффективности $\mu_{п.н.}$ и отношение массы конструкции изделия к массе полезной нагрузки Ξ_1 [см. (3.26)].

Из таблицы следует, что максимальная относительная масса полезной нагрузки БР $\mu_{п.н.}=0,035$, что примерно на 8% превышает величину, полученную по формулам (4.1)—(4.5). Диапазон изменения ОПП в табл. 4.3 включает экстремумы критериев эффективности и позволяет сделать вывод о целесообразности отступления от начальной перегрузки первой ступени $\approx 4,0$ до значения 3,0

Физическое истолкование полученной формулы заключается в согласованном подборе программы угла тангажа $\theta_1, \theta_2, \dots, \theta_N$ и начальных перегрузок ступеней, при котором сумма относительных масс двигательных установок ступеней минимальна, а следовательно, и минимальны потери скорости, ими вызываемые.

Полученные по формулам (4.5), (4.6), (4.8), (4.10) и (4.11) значения ОПП определяют количество ступеней N , относительную массу полезной нагрузки $\mu_{п.н.}$ и являются ориентировочными для назначения диапазонов поиска сочетаний $\mu_{п.н.}, n_i$ с наилучшими значениями критериев эффективности.

Целесообразные диапазоны поиска:

- для $\mu_{п.н.}$ симметричны относительно полученного значения;
- для n_1 меньше полученного значения, поскольку формула (4.8) не учитывает потери в скорости из-за атмосферы;
- для n_2 и n_i последующих ступеней больше полученных значений, поскольку формула (4.10) предусматривает движение с минимальными углами атаки, что, как это следует из гл. 3, не является строго оптимальным.

Проиллюстрируем эффективность использования перечисленных формул на примере выбора основных проектных параметров для БР с дальностью полета 7,0 тыс. км при номинальных массово-энергетических характеристиках ($c_i=3000$ м/с; $\alpha_i=0,120$; $\beta_i=0,005$) и в диапазоне возможных их сочетаний:

наихудшем $c_i=2850$ м/с; $\alpha_i=0,150$; $\beta_i=0,005$;наилучшем $c_i=3150$ м/с; $\alpha_i=0,090$; $\beta_i=0,005$.

Оптимальный наклон траектории в конце активного участка (4.1):

$$\theta_k = \frac{\pi}{4} \left(1 - \frac{L}{\pi R} \right) = 29^\circ 18'.$$

Конечная скорость (4.2)

$$v_k = 7,80(1 - \lg^2 \theta_k)^{\frac{1}{2}} = 6,46 \text{ км/с}.$$

Потребная характеристическая скорость (4.3)

$$v_{\text{хар}} = 6,46 + 1,20 = 7,66 \text{ км/с}.$$

Выбор количества ступеней ясен из табл. 4.2.

Из табл. 4.2 следует, что условие (4.6) выполняется для всех возможных сочетаний исходных данных трехступенчатой БР и, следовательно, в дальнейших расчетах количество ступеней следует принять неизменным.

В данном примере с целью упрощения вычислений в качестве основного варианта БР примем двухступенчатое изделие с $\mu_{к1} = \mu_{к2} = 0,30$ и относительной массой полезной нагрузки $\mu_{п.н.} = 3,2\%$.

Начальные перегрузки:

первой ступени (4.8)

$$n_1 = \left[\frac{0,3(1-0,3)}{0,005} (0,85 \sin \theta_1 + 0,15) \right]^{\frac{1}{2}} \approx 6,0 (\sin \theta_1)^{\frac{1}{2}};$$

Таблица 4.3

Результаты интегрирования уравнений движения БР
с номинальными характеристиками, высотой двигателей 1,1
и отношением $\max c_{x_a} / \rho_m = 0,5 \cdot 10^{-5} \text{ м}^2/\text{Н}$

Параметры БР				Критерии эффектив- ности		Параметры БР				Критерии эффектив- ности	
$\mu_{к1}$	n_1	n_2	θ_1 , градус	$\mu_{п.н.}$, %	$\tilde{\epsilon}_1$	$\mu_{к1}$	n_1	n_2	θ_1 , градус	$\mu_{п.н.}$, %	$\tilde{\epsilon}_1$
1	2	3	4	5	6	1	2	3	4	5	6
0,2	2,5	1,5	20	2,54	4,65	0,25	2,5	2,5	20	3,18	3,73
			30	2,67	4,43				30	3,30	3,59
			40	2,48	4,77				40	3,09	3,85
		2,5	20	2,76	4,30			3,5	20	3,27	3,64
			30	2,86	4,14				30	3,37	3,53
			40	2,62	4,52				40	3,14	3,80
		3,5	20	2,82	4,21		3,5	1,5	20	2,77	4,43
			30	2,91	4,08				30	3,01	4,07
			40	2,65	4,49				40	2,92	4,21
	3,5	1,5	20	2,39	5,14			2,5	20	3,07	4,01
			30	2,60	4,71				30	3,29	3,74
			40	2,47	4,97				40	3,15	3,91
		2,5	20	2,60	4,74			3,5	20	3,16	3,92
			30	2,79	4,41				30	3,37	3,67
			40	2,61	4,72				40	3,20	3,87
		3,5	20	2,66	4,64		4,5	1,5	20	2,62	4,87
			30	2,84	4,34				30	2,90	4,40
			40	2,63	4,69				40	2,85	4,48
	4,5	1,5	20	2,19	5,83			2,5	20	2,91	4,40
			30	2,44	5,23				30	3,17	4,03
			40	2,35	5,42				40	3,07	4,16
		2,5	20	2,38	5,38			3,5	20	2,99	4,30
			30	2,61	4,89				30	3,24	3,96
			40	2,48	5,15				40	3,12	4,11
		3,5	20	2,43	5,26		0,3	1,5	20	2,84	4,18
			30	2,66	4,82				30	3,00	3,96
			40	2,50	5,12				40	2,87	4,14
0,25	2,5	1,5	20	2,87	4,12		2,5	2,5	20	3,22	3,71
			30	3,02	3,92				30	3,35	3,56
			40	2,85	4,14				40	3,17	3,76

Продолжение табл. 4.3

Параметры БР				Критерии эффектив- ности		Параметры БР				Критерии эффектив- ности	
$\mu_{к1}$	n_1	n_2	θ_1 , градус	$\mu_{п.н.}$, %	$\tilde{\epsilon}_1$	$\mu_{к1}$	n_1	n_2	θ_1 , градус	$\mu_{п.н.}$, %	$\tilde{\epsilon}_1$
1	2	3	4	5	6	1	2	3	4	5	6
0,3	2,5	3,5	20	3,32	3,61	0,3	4,5	1,5	20	2,68	4,77
			30	3,44	3,49				30	2,95	4,33
			40	3,24	3,70				40	2,92	4,37
	3,5	1,5	20	2,80	4,40			2,5	20	3,04	4,23
			30	3,05	4,04				30	3,29	3,90
			40	2,98	4,13				40	3,22	3,98
		2,5	20	3,17	3,90			3,5	20	3,14	4,12
			30	3,40	3,64				30	3,38	3,81
			40	3,29	3,76				40	3,29	3,92
		3,5	20	3,27	3,81						
			30	3,49	3,57						
			40	3,36	3,71						

практически без потери относительной массы полезной нагрузки $\mu_{п.н.}$ и с уменьшением отношения массы конструкции изделия к массе полезной нагрузки $\tilde{\epsilon}_1$ примерно на 4% (рис. 4.3—4.6).

Разобраный пример позволяет перейти к более сложной ситуации при выборе ОПП — к одновременному выбору количества сту-

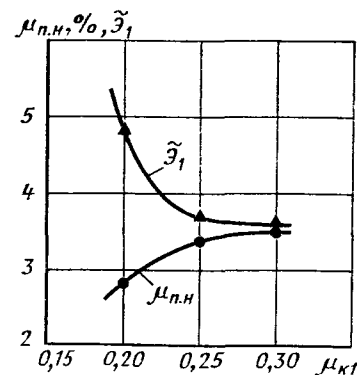


Рис. 4.3. Влияние относительной конечной массы первой ступени $\mu_{к1}$ на относительную массу полезной нагрузки $\mu_{п.н.}$ и отношение массы конструкции изделия к массе полезной нагрузки $\tilde{\epsilon}_1$ у двухступенчатой БР

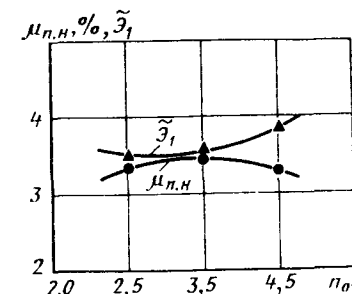


Рис. 4.4. Влияние начальной перегрузки второй ступени n_{01} на относительную массу полезной нагрузки $\mu_{п.н.}$ и отношение массы конструкции к массе полезной нагрузки $\tilde{\epsilon}_1$ у двухступенчатой БР

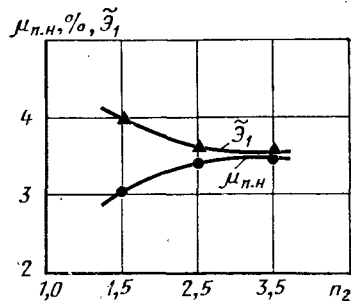


Рис. 4.5. Влияние начальной перегрузки второй ступени n_2 на относительную массу полезной нагрузки $\mu_{п.н}$ и отношение массы конструкции изделия к массе полезной нагрузки $\tilde{\alpha}_1$ у двухступенчатой БР

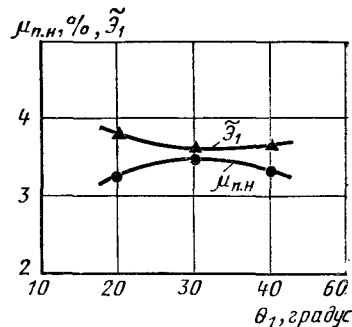


Рис. 4.6. Влияние крутизны траектории θ_1 в момент разделения двухступенчатой БР на относительную массу полезной нагрузки $\mu_{п.н}$ и отношение массы конструкции изделия к массе полезной нагрузки $\tilde{\alpha}_1$

пней N , соотношения их масс $\mu_{п.нi}$, начальных перегрузок n_i и целесообразных компонентов топлива на различных ступенях.

4.2. ВЫБОР ОСНОВНЫХ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАКЕТ И РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ ПО ЗАДАНЫМ ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИМ ХАРАКТЕРИСТИКАМ И СОЧЕТАНИЯМ КОМПОНЕНТОВ ТОПЛИВА

Определение совокупности основных проектных параметров (ОПП) по заданным ЛТХ целесообразно начинать с выделения параметров, не меняющихся в диапазонах возможных значений исходных данных. К таким параметрам относятся в первую очередь количество ступеней N и компоненты топлива на каждой из них, в значительной мере определяющие $p_{уд.пi}$, α_i , β_i ($i = 1, 2, \dots, N$).

При выборе количества ступеней и компонентов топлива полагаем требуемую характеристическую скорость ($v_{хар}$) для выполнения ЛТХ одинаковой у всех рассматриваемых вариантов ЛА.

Анализируя варианты ЛА с одними и теми же компонентами топлива на всех ступенях и, следовательно, в первом приближении с одинаковыми конструктивно-массовыми характеристиками ступеней $\alpha_i = \alpha$, $\beta_i = \beta$ в соответствии с разд. 3.3 принимаем как наилучшие относительные полезные нагрузки каждой ступени одинаковыми

$$\mu_{п.нi} = \frac{1}{1 - \alpha} \left\{ \left[\exp \left(- \frac{v_{хар}}{g_0 p_{уд.п}} \right) \right]^{\frac{1}{N}} - \alpha - \beta n \right\}$$

и относительную полезную нагрузку ЛА в функции количества

ступеней

$$\mu_{п.н} = \left\{ \frac{\left[\exp \left(- \frac{v_{хар}}{g_0 p_{уд.п}} \right) \right]^{\frac{1}{N}} - \alpha - \beta n}{1 - \alpha} \right\}^N, \quad (4.12)$$

где различиями в начальной перегрузке пренебрегается ($\beta n_i = \beta n_1 = \beta n$).

При фиксированном количестве ступеней лучший из рассматриваемых вариантов ЛА обеспечивает наибольшую относительную массу полезной нагрузки $\mu_{п.н}$. С увеличением количества ступеней относительная масса полезной нагрузки у всех рассматриваемых вариантов ЛА увеличивается до определенных пределов, после которых дальнейшее увеличение числа N нецелесообразно. С учетом усложнения ЛА по мере увеличения количества ступеней таким пределом может быть условие (4.6):

$$\mu_{п.н}(N) \geq (0,8 \dots 0,9) \max \mu_{п.н}.$$

Если для всех рассматриваемых вариантов ЛА количество ступеней из условия (4.6) одинаково и не меняется в зависимости от возможных разбросов $\Delta p_{уд.п}$, $\Delta \alpha$ и $\Delta \beta$, то для последующего анализа оставим только варианты ЛА с выделенным числом ступеней N^0 .

Лучший из оставленных вариантов ЛА с наибольшим значением $\mu_{п.н}$ предусматривает использование на всех ступенях одних и тех же рассмотренных компонентов топлива. Исключением может быть использование трех компонентов топлива на каждой ступени при вполне определенных условиях. Рассмотрим указанные условия для трех компонентов топлива, способных образовать два вида топлива, например, кислород — керосин и кислород — водород.

Характеристическая скорость, обеспечиваемая ступенью с тремя компонентами топлива,

$$v_{хар} = -c_1 \ln \mu_{к1} - c_2 \ln \mu_{к2}, \quad (4.13)$$

где c_1 , $\mu_{к1}$ — скорость истечения и относительная конечная масса после сжигания первой пары компонентов; c_2 , $\mu_{к2}$ — то же после сжигания второй пары компонентов.

Конечная масса ступени по аналогии с (2.2) и (2.7)

$$M_k = M_{п.н} + M_{д.у} + M_{с.у} + M_{т.о1} + M_{т.о2}$$

или в безразмерной записи

$$\mu_{к1} \mu_{к2} = \mu_{п.н} + \gamma n + (1 - \mu_{п.н}) \alpha_{\sigma} + (1 - \mu_{к1}) a_{т.о1} + \mu_{к1} (1 - \mu_{к2}) a_{т.о2},$$

откуда

$$\mu_{к1} \mu_{к2} = \mu_{п.н} \frac{1 - \alpha_{\sigma}}{1 + a_{т.о2}} + \frac{a_{т.о1} + \alpha_{\sigma}}{1 + a_{т.о2}} + \mu_{к1} \frac{a_{т.о2} - a_{т.о1}}{1 + a_{т.о2}} + \frac{\gamma n}{1 + a_{т.о2}}.$$

После введения обозначений

$$\begin{aligned} \alpha_{12} &= \frac{a_{т.01} + a_{\sigma}}{1 + a_{т.02}}; \\ \alpha_2 &= \frac{a_{т.02} + a_{\sigma}}{1 + a_{т.02}}; \\ \beta_2 &= \frac{\gamma}{1 + a_{т.02}} \end{aligned} \quad (4.14)$$

получаем

$$\mu_{к1}\mu_{к2} = \mu_{п.н}(1 - \alpha_2) + \mu_{к2}(\alpha_2 - \alpha_{12}) + \alpha_{12} + \beta_2 n. \quad (4.15)$$

Используя (4.15) и (4.13), запишем

$$\mu_{п.н} = \frac{1}{1 - \alpha_2} \left\{ \mu_{к1} \left[\exp \left(- \frac{v_{хар} + c_1 \ln \mu_{к1}}{c_2} \right) - (\alpha_2 - \alpha_{12}) \right] - \alpha_{12} - \beta_2 n \right\} \quad (4.16)$$

и

$$\begin{aligned} \frac{\partial \mu_{п.н}}{\partial \mu_{к1}} &= \frac{1}{1 - \alpha_2} \left\{ \exp \left(- \frac{v_{хар} + c_1 \ln \mu_{к1}}{c_2} \right) - (\alpha_2 - \alpha_{12}) - \right. \\ &\quad \left. - \frac{c_1}{c_2} \exp \left(- \frac{v_{хар} + c_1 \ln \mu_{к1}}{c_2} \right) \right\} = 0. \end{aligned}$$

Последнее условие определяет оптимальное соотношение топливных пар $\mu_{к1}^*$ для получения наибольшей полезной нагрузки ступени:

$$\mu_{к1}^* = \exp \left\{ - \frac{v_{хар} + c_2 \ln (\alpha_2 - \alpha_{12}) - c_2 \ln \left(1 - \frac{c_1}{c_2} \right)}{c_1} \right\}. \quad (4.17)$$

Из (4.17) следует, что использование третьего компонента теряет смысл, если

$$\ln (\alpha_2 - \alpha_{12}) - \ln \left(1 - \frac{c_1}{c_2} \right) \geq 0$$

или

$$v_{хар} + c_2 \left[\ln (\alpha_2 - \alpha_{12}) - \ln \left(1 - \frac{c_1}{c_2} \right) \right] \leq 0, \quad (4.18)$$

поскольку и в указанных ситуациях предпочтительно использование одной пары компонентов.

В качестве примера выбора количества ступеней и компонентов топлива рассмотрим ракету-носитель с массой полезной нагрузки 10 т, допускающей транспортировку по железной дороге от завода-изготовителя к стартовой площадке. Возможные компоненты топлива — керосин — кислород (к—к) и водород — кислород (в—к) и их массово-энергетические характеристики приведены в табл. 4.4.

Принимая потребную характеристическую скорость равной 9400 м/с, по формуле (4.12) оцениваем зависимость относительной массы полезной нагрузки от количества ступеней (табл. 4.5).

Таблица 4.4

Характеристики ракетных блоков, принятые в примере по выбору основных проектных параметров

Характеристики	Компоненты топлива	
	Керосин — Кислород	Водород — Кислород
Относительная масса топливного отсека $a_{т.о}$	0,040	0,100
Относительная масса прочих отсеков, системы управления, оборудование a_{σ}	0,010	0,010
Относительная масса двигательной установки γ	0,015	0,025
Плотность топлива γ_t , т/м ³	1,00	0,35
Удельный импульс, с	350	450

Таблица 4.5

Влияние количества ступеней и компонентов топлива на относительную массу полезной нагрузки $\mu_{п.н}$

Компоненты топлива	Характеристики	Количество ступеней					
		1	2	3	4	5	6
Керосин — Кислород	$\mu_{п.н}, \%$	0,16	1,10	4,52	4,59	4,56	—
	$\mu_{кi}$	0,0682	0,261	0,408	0,511	0,584	—
	$\mu_{п.нi}$	0,00152	0,202	0,352	0,463	0,539	—
Водород — Кислород	$\mu_{п.н}, \%$	0,12	6,48	7,27	7,47	7,48	7,41
	$\mu_{кi}$	0,124	0,352	0,493	0,593	0,658	0,706
	$\mu_{п.нi}$	0,00122	0,255	0,417	0,523	0,595	0,648

Двухступенчатые ЛА с рассмотренными характеристиками обеспечивают 87—90% полезной нагрузки от максимальной возможной и удовлетворяют условию (4.6), рис. 4.7. Зависимость 2 на рис. 4.7 соответствует лучшим комбинациям компонентов керосин — кислород — водород. Ее точки получены следующими расчетами.

Двухступенчатый ЛА с горючим — керосином на первой ступени и горючим — водородом на второй ступени в соответствии с условием (3.41) обеспечивает наибольшую массу полезной нагрузки при

$$\frac{\mu_{к1}}{c_1(1 - \alpha_1)\mu_{п.н1}} = \frac{\mu_{к2}}{c_2(1 - \alpha_2)\mu_{п.н2}};$$

$$\mu_{п.нi} = \frac{1}{1 - \alpha_i} (\mu_{кi} - \alpha_i - \beta_i n_i), \quad (i = 1, 2);$$

$$v_{хар} + c_1 \ln \mu_{к1} + c_2 \ln \mu_{к2} = 0,$$

откуда

$$\mu_{к1} = 0,300; \mu_{к2} = 0,316; \mu_{п.н1} = 0,250; \mu_{п.н2} = 0,210; \mu_{п.н} = 5,25\%.$$

Трехступенчатый ЛА с керосином на первой ступени уступает по массе полезной нагрузки двухступенчатому ЛА с водородом на

Объемы топливных отсеков рассматриваемых вариантов ЛА

№ по пор.	Вариант ЛА	Стартовая масса, т	Объем топливных отсеков, м³
1	Одноступенчатый трехкомпонентный	833	1230
2	Двухступенчатый с горючим — водородом на первой и второй ступени	154	359
3	Двухступенчатый с горючим — керосином на первой и водородом — на второй ступени	190	225
4	Двухступенчатый с горючим — керосином на первой и второй ступени	244	214

где γ_1, γ_2 соответствуют плотности применяемой пары компонентов на ступени.

Результаты расчета объемов топливных отсеков приведены в табл. 4.6.

Поскольку ЛА объемом более 330 м³ в железнодорожном вагоне не размещается, то из табл. 4.6 следует, что для дальнейшего рассмотрения остаются 3-й и 4-й варианты ЛА только в двухступенчатом исполнении, причем водородную вторую ступень может быть целесообразно уменьшить даже ценой некоторого увеличения стартовой массы летательного аппарата. Таким образом, определен диапазон параметрических исследований двухступенчатого варианта ЛА с водородом на второй ступени по соотношению ступеней $\mu_{п.н}$ в сторону меньших значений, чем оптимальное для получения $\mu_{п.н}$.

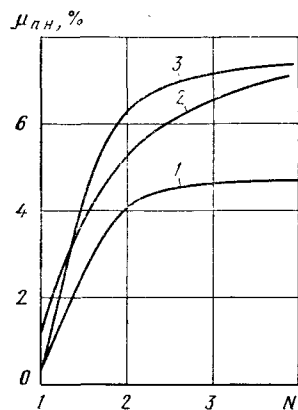
Для параметрических исследований отобранных вариантов ЛА необходимо также определить диапазоны для значений начальных перегрузок. В данном примере для оставшихся к дальнейшему анализу вариантов ЛА значения начальных перегрузок ступеней, определяемых по формулам (4.8) и (4.10) в предположении $k_1 \approx k_2 \approx 0$ приведены в табл. 4.7.

Как видно из табл. 4.7, начальные перегрузки ступеней взаимосвязаны крутизной траектории в момент разделения ступеней θ_1 . Наилучшее значение крутизны в указанный момент обеспечивает максимальную полезную нагрузку

Таблица 4.7

Влияние крутизны траектории в момент разделения на начальные перегрузки ступеней

Зависимость начальной перегрузки от крутизны	Вариант ЛА	
	Горючее — керосин на первой и второй ступени	Горючее — водород на второй ступени
Для первой ступени	$n_1 \approx 3,58 (\sin \theta_1)^{-0,5}$	$n_1 = 3,74 (\sin \theta_1)^{-0,5}$
Для второй ступени	$n_2 = 0,259 (\sin \theta_1)^{-1}$	$n_2 = 0,278 (\sin \theta_1)^{-1}$

Рис. 4.7. Зависимость относительной массы полезной нагрузки $\mu_{п.н}$ от количества ступеней ракеты-носителя и компонентов топлива ракетных блоков:

1 — керосин — кислород; 2 — керосин — водород — кислород в наилучшем сочетании; 3 — водород — кислород

обеих ступенях и в соответствии с условиями (3.41) вырождается в двухступенчатый с полезной нагрузкой $\mu_{п.н} = 6,48\%$, значение которой и нанесено на рис 4.7 $N=3$.

Одноступенчатый ЛА с тремя компонентами топлива и двигательной установкой, работающей со старта на керосине — кислороде, а впоследствии — на водороде — кислороде, в соответствии с (4.17) после сжигания керосина имеет относительную массу

$\mu_{к1}^* = 0,415$, а после сжигания и водорода $\mu_{к1}^* \mu_{к2}^* = 0,415 \cdot 0,245 = 0,102$ и обеспечивает полезную нагрузку $\mu_{п.н} = 1,20\%$ (точка на кривой 2 при $N=1$). Таким образом, трехкомпонентный ЛА в данном примере обеспечивает большую полезную нагрузку, чем одноступенчатый на керосине — кислороде ($\mu_{п.н} = 0,16\%$) или на водороде — кислороде ($\mu_{п.н} = 0,12\%$), см. табл. 4.5. Однако преимущества трехкомпонентного ракетного блока начинают сказываться при значении характеристической скорости, превышающей в нашем примере [см. (4.18)]

$$v_{хар} \geq c_2 \left[\ln(a_2 - a_{12}) - \ln\left(1 - \frac{c_1}{c_2}\right) \right] = 6316 \text{ м/с.}$$

Следовательно, для двухступенчатого ЛА с характеристической скоростью у каждой ступени ≈ 4700 м/с применение третьего компонента на ракетных блоках нецелесообразно. Для последующего анализа оставляем РБ со следующими компонентами:

— двухступенчатый с горючим — водородом на первой и второй ступени: $\mu_{п.н} = 6,48\%$;

— двухступенчатый с горючим — керосином на первой и водородом — на второй ступени: $\mu_{п.н} = 5,25\%$;

— одноступенчатый с тремя компонентами: $\mu_{п.н} = 1,20\%$.

Сопоставим габаритные ограничения при перевозке по железной дороге и потребные объемы вариантов ЛА в сборе.

Предельная длина изделия при перевозке 25 м и поперечный размер до 4,1 м соответствуют объему $25 \cdot 4,1^2 (\pi/4) \approx 330 \text{ м}^3$.

Объемы топливных отсеков одноступенчатого варианта

$$V^{(1)} = \frac{M_{п.н}}{\mu_{п.н}} \left[\frac{1 - \mu_{к1}^*}{\gamma_{к-к}} + \mu_{к1}^* \frac{1 - \mu_{к2}^*}{\gamma_{в-к}} \right];$$

двухступенчатого варианта

$$V^{(2)} = \frac{M_{п.н}}{\mu_{п.н}} \left[\frac{1 - \mu_{к1}}{\gamma_1} + \mu_{п.н1} \frac{1 - \mu_{к2}}{\gamma_2} \right],$$

$$\max_{\sin \theta_1} \mu_{n,n} = \max_{\sin \theta_1} \left[\left(\mu_{n,n1}^0 - \frac{\beta_1 n_1}{1 - \alpha_1} \right) \left(\mu_{n,n2}^0 - \frac{\beta_2 n_2}{1 - \alpha_2} \right) \right].$$

Условие экстремума

$$\begin{aligned} \frac{d\mu_{n,n}}{d \sin \theta_1} &= -\frac{\beta_1}{1 - \alpha_1} \frac{dn_1}{d \sin \theta_1} \mu_{n,n2} - \\ &- \frac{\beta_2}{1 - \alpha_2} \frac{dn_2}{d \sin \theta_1} \mu_{n,n1} = 0. \end{aligned} \quad (4.19)$$

Подстановка в (4.19) численных значений из табл. 4.4 и 4.7 определяет оптимальную крутизну в момент разделения для вариантов К—К и В—К:

$$\begin{aligned} \sin \theta_{1К-К} &= 0,276; \quad \theta_{1К-К} \approx 16^\circ; \\ \sin \theta_{1В-К} &= 0,400; \quad \theta_{1В-К} \approx 23^\circ \end{aligned}$$

и соответствующие начальные перегрузки ступеней

$$\begin{aligned} n_{1К-К} &= 1,9; \quad n_{2К-К} = 0,9; \\ n_{1В-К} &= 2,4; \quad n_{2В-К} = 0,7. \end{aligned}$$

Полученные значения основных проектных параметров следует рассматривать как ориентировочные для назначения диапазонов при параметрических расчетах, целью которых является окончательный отбор варианта ЛА и оценка возможностей его улучшения ценой даже некоторого снижения относительной полезной нагрузки. Применительно к рассматриваемым примерам напомним, что предстоит выбрать окончательный вариант ЛА для выведения полезной нагрузки из двух, отличающихся горючим на второй ступени (см. табл. 4.6).

Вариант с горючим — водородом на второй ступени имеет большие габариты, и в ходе параметрических расчетов предстоит оценить, насколько можно изменить соотношение ступеней для уменьшения габаритов без заметного снижения полезной нагрузки.

Фактором, влияющим на выбор варианта с водородом на второй ступени, являются меньшие удельные затраты выведения на ОИСЗ по критерию (3.26). Однако следует проверить, сохранится ли преимущество этого варианта по сравнению с вариантом керосин — кислород во всем диапазоне целесообразных изменений основных проектных параметров. Для этого понадобится более строгий математический аппарат, чем использованный в предыдущих разделах. Принятое в разд. 4.1—4.2 допущение о постоянстве характеристической скорости при выполнении заданных ЛТХ вариантами ЛА с различными проектными параметрами придется уточнить, поскольку возможный диапазон изменения $v_{\text{хар}} \pm 10\%$. В рассмотренных примерах возможный диапазон изменения

$$\begin{aligned} v_{\text{хар}} &= 9,4 \cdot (1,0 \pm 0,1) = \\ &= 8,9 \dots 10,0 \text{ км/с.} \end{aligned}$$

4.3. ПАРАМЕТРИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ ОСНОВНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПРИ ЗАДАННЫХ ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИКАХ

Для параметрического анализа воспользуемся решениями дифференциальных уравнений движения ЛА с выполнением краевых условий выведения на заданную орбиту или траекторию полета для баллистических ракет.

Поскольку в основе решения численное интегрирование — применение ЭВМ неизбежно при параметрическом анализе и наиболее эффективно. Так, использование малых или микроЭВМ с производительностью ≈ 200 тыс. операций в секунду позволяет выполнить параметрический анализ за несколько минут счетного времени при условии применения упрощенных уравнений движения и рациональных приемов решения краевых задач.

Рекомендуется следующая система уравнений движения на активном участке:

$$\begin{aligned} \frac{dv}{d\mu} &= -\frac{c}{n\mu} \left\{ \frac{n}{\lambda} [\lambda - (\lambda - 1)\bar{p}] \cos \alpha - \frac{c_{x_a} v^2}{2p_m} \right\} + \frac{c}{n} \sin \theta; \\ v \frac{d\theta}{d\mu} &= -\frac{c}{n\mu} \left\{ \frac{n}{\lambda} (\lambda - (\lambda - 1)\bar{p}) \sin \alpha + \frac{c}{n} \left(1 - \frac{v^2}{g_0(R + H)} \right) \cos \theta \right\}; \\ \frac{dL}{d\mu} &= -\frac{c}{g_0 n} \frac{vR}{(R + H)} \cos \theta; \\ \frac{dH}{d\mu} &= -\frac{c}{g_0 n} v \sin \theta; \\ \frac{dt}{d\mu} &= -\frac{c}{g_0 n}, \end{aligned} \quad (4.20)$$

где v и θ — скорость и ее наклон к местному горизонту; H и L — высота полета и дальность по поверхности Земли; $R = 6371,1$ км — радиус Земли; ρ — плотность стандартной атмосферы; \bar{p} — относительное давление на высоте; p_m — нагрузка на мидель; λ — высотность двигателя ($\lambda = P_n/P_0$); n и c — пустотные начальные перегрузки и скорость истечения струи ($c = g_0 \rho_{\text{уд.н}}$); c_{x_a} — коэффициент лобового сопротивления, задаваемый полиномом в функции безразмерной скорости $M = v/a$ и высоты H ; α — угол атаки.

Угол атаки на участке полета первой ступени

$$\alpha = \begin{cases} 0, & M < 0,05; \\ A(M - 0,05)^3(M - 0,80)^2, & 0,05 \leq M \leq 0,80; \\ 0, & M > 0,80. \end{cases}$$

На участке полета второй и последующих ступеней

$$\alpha = \theta_0 - \dot{\theta}(t - t_1) - \theta,$$

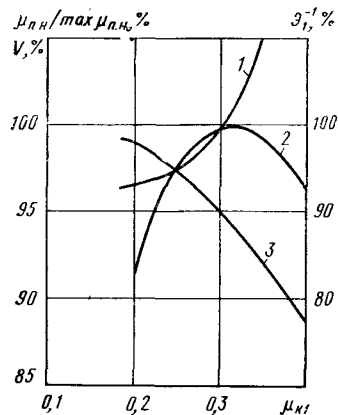


Рис. 4.8. Влияние относительной конечной массы первой ступени двухступенчатого РН на суммарный объем топливных отсеков V (кривая 1), относительную массу полезной нагрузки $\mu_{п.н}/\max \mu_{п.н}$ (кривая 2) и отношение полезной нагрузки к массе конструкции изделия $\tilde{\mathcal{E}}_1^{-1}$ (кривая 3)

где t_1 — момент отделения первой ступени.

В ходе численного интегрирования системы (4.20) необходимо выполнить четыре краевых условия:

— интегрирование прекращается при значении μ_k , соответствующем конечной скорости v_k для выполнения ЛТХ (см. разд. 3.3);

— высоту H_k и наклон Φ_k в конце активного участка обеспечить подбором сочетания Φ_0 и Φ ;

— параметр A подобрать из условия $\max \mu_k$, что обеспечит наилучшую программу угла тангажа в целом Φ (A, Φ_0, Φ).

Результаты параметрических расчетов вариантов ЛА с исходными данными, принятыми в рассматриваемых примерах при выведении на круговую орбиту высотой 180 км со средних широт в восточном направлении получены интегрированием (4.20). По этим результатам можно судить о хорошем совпадении полученных в разд. 4.2 основных проектных параметров с оптимальными для обеспечения максимальной относительной полезной нагрузки, в частности, для варианта с водородом на второй ступени оптимальные значения параметров следующие:

— начальные перегрузки $n_1=2,4$; $n_2=0,9$ (в разд. 4.2 соответственно 2,4 и 0,7);

— относительные конечные массы ступеней $\mu_{к1}=0,30$; $\mu_{к2}=0,35$ (в разд. 4.2 соответственно 0,30 и 0,32);

— крутизна траектории в момент разделения ступени $\theta_1 \approx 20^\circ$ (в разд. 4.2 23°).

Для того же варианта ЛА на рис. 4.8 приведены зависимости относительной полезной нагрузки $\mu_{п.н}$, объема топливных отсеков V и критерия экономичности $\tilde{\mathcal{E}}_1^{-1}$ от относительной конечной массы первой ступени $\mu_{к1}$.

Из рис. 4.9 и 4.10 следует, что начальные перегрузки ступеней, а следовательно, и размерности их двигательных установок могут быть снижены на 20—30% практически без ущерба для качества ЛА.

Из рис. 4.8 следует, что уменьшение конечной массы первой ступени на 20% сокращает объем топливных отсеков на 3% при снижении полезной нагрузки всего на 2,5%.

Не менее важно и то обстоятельство, что удельные затраты выведения полезной нагрузки на орбиту \mathcal{E}_1 [критерий (3.26)] до известного предела при этом даже улучшаются (рис. 4.11). Практически во всем целесообразном диапазоне изменения соотношения сту-

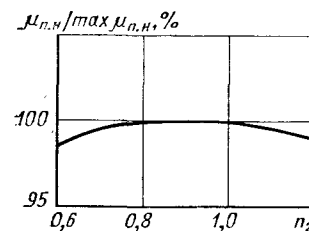


Рис. 4.9. К выбору начальной перегрузки второй ступени ракеты-носителя

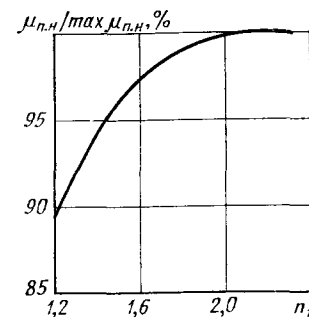


Рис. 4.10. К выбору начальной перегрузки первой ступени ракеты-носителя

Рис. 4.11. К выбору компонентов топлива для ракетных блоков одноразовой двухступенчатой ракеты-носителя. Зависимость отношения массы конструкции изделия к массе полезной нагрузки $\tilde{\mathcal{E}}_1^{-1}$ от относительной массы полезной нагрузки $\mu_{п.н}$ и компонентов топлива:

1 — водород — кислород на второй ступени и керосин — кислород на первой; 2 — керосин — кислород на обеих ступенях

пений вариант с водородом на второй ступени (кривая 1) превосходит по экономичности вариант с керосином на обеих ступенях (кривая 2).

Таким образом, для решения поставленной в примерах транспортной задачи из рассмотренных вариантов и при принятых исходных данных предпочтителен двухступенчатый носитель с компонентами топлива керосин — кислород на первой ступени и водород — кислород — на второй.

Результаты параметрических расчетов могут служить также справочным материалом для сравнительного анализа влияния основных параметров на качество типичных двухступенчатых носителей.

4.4. ОПРЕДЕЛЕНИЕ МАССОВО-ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ, ОБЪЕМНО-ГАБАРИТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ПО ОСНОВНЫМ ПРОЕКТНЫМ ПАРАМЕТРАМ И УТОЧНЕНИЕ ИСХОДНЫХ ДАННЫХ

Определение массово-энергетических и объемно-габаритных характеристик по основным проектным параметрам первого приближения необходимо для выбора компоновочной и конструктивно-силовой схем БР или РН, а также для выбора состава бортовых двигательных установок и систем, обеспечивающих их нормальное функционирование.

Компоновочная и конструктивно-силовая схемы позволяют подтвердить правомерность ранее использованных статистических исходных данных по аналогам для определения основных проектных параметров или откорректировать значения исходных данных в соответствии с выявленными особенностями и размерностью разрабатываемой БР или РН.

Поэтому даже для предварительных компоновочной и конструктивно-силовой схем необходимы конкретные данные по объемам, габаритам и ряду других характеристик, соответствующих предусмотренной техническим заданием массе полезной нагрузки $M_{п.н.}^{т.з.}$.

Поскольку в процессе выбора компоновочной и конструктивно-силовой схем возможны изменения исходных данных, то на основании опыта проектирования БР и РН принимается 10—20%-ный резерв по массе полезной нагрузки (что примерно соответствует 3—5%-ному резерву по габаритам), который позволяет компенсировать неопределенности исходных данных без изменения основных проектных характеристик. Таким образом, компоновочную и конструктивно-силовую схемы разрабатывают исходя из полезной нагрузки

$$M_{п.н.} = (1,1 \dots 1,2) M_{п.н.}^{т.з.} \quad (4.21)$$

основных проектных параметров N , $p_{уд.п.и}$, n_i , $\mu_{п.н.}$ и исходных данных $a_{т.о.и}$, $a_{о.и}$, $a_{с.у.и}$, γ_i , $p_{к.и}$, $p_{а.и}$, $p_{о.к.и}$, $p_{г.и}$, K_i . Здесь и далее индекс i относится к ступени БР или РН ($i=1, 2, \dots, N$); K_i , $p_{о.к.и}$, $p_{г.и}$ — соотношение и плотность расходомерных компонентов при давлениях в камере сгорания $p_{к.и}$ и на срезе сопла $p_{а.и}$, соответствующих удельному импульсу ступени $p_{уд.п.и}$; $a_{т.о.и}$, $a_{о.и}$, $a_{с.у.и}$, γ_i — удельные конструктивно-массовые характеристики топливного отсека, хвостовых и прочих отсеков, систем управления и двигательной установки.

Определение массово-энергетических и объемно-габаритных характеристик БР и РН, а также сопоставление основных компоновочных и конструктивно-силовых решений хорошо поддаются автоматизации современными ЭВМ с графовизуальными терминалами в режиме диалога с проектантом.

Определение массово-энергетических характеристик и объемно-габаритных характеристик по основным проектным параметрам.

В соответствии с формулами гл. 2 масса первой ступени при старте

$$M_{01} = M_{п.н.} \prod_{i=1}^N \mu_{п.н.и}^{-1}; \quad (4.22)$$

— масса топлива РБ первой ступени

$$m_{т1} = M_{01}(1 - \mu_{к1}) = M_{01}[(1 - \mu_{п.н.1})(1 - \alpha_1) - \beta_1 n_1]; \quad (4.23)$$

— масса конечная РБ первой ступени

$$m_{к1} = M_{01}(\mu_{к1} - \mu_{п.н.1}) = M_{01}[\alpha_1(1 - \mu_{п.н.1}) + \beta_1 n_1]; \quad (4.24)$$

в том числе:

— топливного отсека

$$m_{т.о1} = a_{т.о1} m_{т1} = \frac{a_{т1}}{1 - \alpha_{т1}} m_{т1}; \quad (4.25)$$

— переходного и хвостового отсеков

$$m_{о1} = a_{о1} m_{01} = \frac{a_{о1}}{1 - \alpha_{т1}} (m_{т1} + m_{к1}); \quad (4.26)$$

— системы управления

$$m_{с.у1} = a_{с.у1} m_{01} = \frac{a_{с.у1}}{1 - \alpha_{т1}} (m_{т1} + m_{к1}); \quad (4.27)$$

— двигательной установки

$$m_{д.у1} = \gamma_1 P_{н1} = \frac{\beta_1}{1 - \alpha_{т1}} g_0 M_{01} n_1, \quad (4.28)$$

где согласно (2.33)

$$\alpha_1 = \alpha_{т1} + \alpha_{о1} + \alpha_{с.у1}; \quad (4.29)$$

— масса полезной нагрузки первой ступени, отличающаяся от стартовой массы второй ступени на величину масс достартового расхода и сбрасываемых элементов $\Delta M_{02}^{дост.}$:

$$M_{02} = M_{01} \mu_{п.н.1} - \Delta M_{02}^{дост.} \quad (4.30)$$

Аналогичные характеристики второй и последующих ступеней определяются по формулам (4.23)—(4.30) после замены индекса 1 соответственно индексам 2, ..., N .

Пустотная тяга двигателей первой ступени

$$P_{н1} = g_0 M_{01} n_1. \quad (4.31)$$

Земная тяга двигателей первой ступени

$$P_{01} = P_{н1} - S_a n_{дв1} p_0, \quad (4.32)$$

где $n_{дв1}$ — количество двигателей в составе двигательной установки; S_a — площадь среза сопла двигателя и p_0 — давление атмосферы у Земли.

Объем полезной нагрузки БР с разделяющимися головными блоками или РН при средней плотности по статистическим данным $\rho_{п.н.} = 0,15 \dots 0,30$ т/м³.

$$V_{п.н.} = \frac{M_{п.н.}}{\rho_{п.н.}}. \quad (4.33)$$

Объем приборного отсека последней ступени БР или РН при плотности компоновки приборов управления по статистическим данным $\rho_{с.у} = 0,15 \dots 0,30$ т/м³.

$$V_{с.уN} = m_{с.уN} / \rho_{с.у}. \quad (4.34)$$

Объем топливного отсека последней ступени

$$V_{\tau.oN} = m_{\tau N} / (\rho_{\tau N} x_{\tau N}) = m_{\tau N} \frac{\frac{K_N}{\rho_{окN}} + \frac{1}{\rho_{гN}}}{x_{\tau N} (K_N + 1)}. \quad (4.35)$$

Объем двигательной установки последней ступени

$$V_{д.уN} = \frac{\pi}{4} d_N^2 l_{д.уN}. \quad (4.36)$$

Объем переходного отсека между последней ступенью и РБ предшествующей ступени

$$V_{п.оN} = \frac{\pi}{4} d_N^2 l_{п.оN}. \quad (4.37)$$

Аналогичные характеристики предшествующей $N-1$ и предыдущих ступеней определяются по формулам (4.35)—(4.37) заменой индекса N индексами $N-1, \dots, 1$.

Суммарный объем БР или РН

$$V = V_{п.п} + V_{с.у} + \sum_{i=1}^N (V_{\tau.o i} + V_{д.у i} + V_{п.о i}). \quad (4.38)$$

Значения объемов, определяемые по формулам (4.35)—(4.38), зависят от коэффициентов плотности компоновки топливных отсеков x_{ti} , габаритов двигательных установок, в частности, длины $l_{д.у i}$ и диаметра d_i хвостового отсека, способа разделения ступеней, определяющего длину переходных отсеков $l_{п.о i}$.

Остановимся на плотности компоновки топливных отсеков. Объемы топливных отсеков РБ складываются из суммы объемов

$$V_{\tau.o i} = V_{6.ок i} + V_{6.г i} + \Delta V_{\tau.o i}; \quad (4.39)$$

$$V_{6.ок i} = V_{ок i} + \Delta V_{ок i} + \Delta V_{6.ок i}; \quad (4.40)$$

$$V_{6.г i} = V_{г i} + \Delta V_{г i} + \Delta V_{6.г i}, \quad (4.41)$$

где

$$V_{ок i} = \frac{m_{ок i}}{\rho_{ок i}} = \frac{m_{г i}}{\rho_{ок i}} \frac{K_i}{1 + K_i} \quad \text{и}$$

$$V_{г i} = \frac{m_{г i}}{\rho_{г i}} = \frac{m_{г i}}{\rho_{г i}} \frac{1}{K_i + 1}$$

— объемы рабочих запасов окислителя и горючего; $\Delta V_{ок i}$ и $\Delta V_{г i}$ — дополнительные объемы для размещения гарантийных запасов, остатков незабора компонентов; $\Delta V_{6.ок i}$ и $\Delta V_{6.г i}$ — дополнительные объемы для создания газовых подушек и прочих внутрибаковых устройств, обеспечивающих нормальную работу двигателей; $\Delta V_{\tau.o i}$ — межбаковые и другие объемы, входящие в топливный отсек (рис. 4.12, 4.13).

Введем коэффициенты, характеризующие:

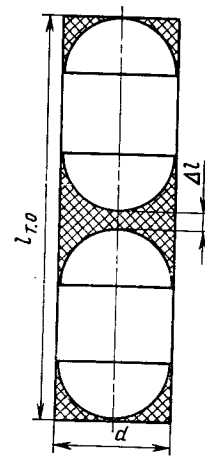


Рис. 4.12. К определению коэффициентов заполнения компонентами цилиндрического топливного отсека с разведенными баками

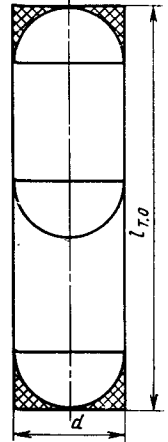


Рис. 4.13. К определению коэффициентов заполнения компонентами цилиндрического топливного отсека с совмещенными днищами баков

— заполнение компонентами объемов баков

$$x_{6.ок i} = \frac{V_{ок i} + \Delta V_{ок i}}{V_{6.ок i}}; \quad (4.42)$$

$$x_{6.г i} = \frac{V_{г i} + \Delta V_{г i}}{V_{г i}};$$

— степень использования объема баков для размещения рабочих запасов

$$x_{н.ок i} = \frac{V_{ок i}}{V_{ок i} + \Delta V_{ок i}} = \frac{V_{ок i}}{V_{6.ок i} x_{6.ок i}}; \quad (4.43)$$

$$x_{н.г i} = \frac{V_{г i}}{V_{г i} + \Delta V_{г i}} = \frac{V_{г i}}{V_{6.г i} x_{6.г i}};$$

— конструктивное совершенство топливного отсека

$$x_{к i} = \frac{V_{6.ок i} + V_{6.г i}}{V_{\tau.o i}}; \quad (4.44)$$

— степень использования объема топливного отсека для размещения рабочего запаса топлива

$$\begin{aligned} x_{\tau i} &= \frac{V_{ок i} + V_{г i}}{V_{\tau.o i}} = \frac{(V_{6.ок i} + V_{6.г i})(V_{ок i} + V_{г i})}{V_{\tau.o i} (V_{6.ок i} + V_{6.г i})} = \\ &= x_{к i} \frac{V_{ок i} + V_{г i}}{\frac{V_{ок i}}{x_{н.ок i} x_{6.ок i}} + \frac{V_{г i}}{x_{н.г i} x_{6.г i}}}. \end{aligned} \quad (4.45)$$

На первом этапе определения объема топливного отсека можно принять

$$x_{н.ок i} x_{6.ок i} = x_{н.г i} x_{6.г i} = x_{н i} x_{6 i} = 0,97$$

с последующим их уточнением. Тогда

$$\kappa_{\tau i} = \kappa_{ki} \kappa_{ni} \kappa_{6i} \quad (4.45')$$

и объем топливного отсека определится формулой (4.35).

Коэффициенты конструктивного совершенства κ_{ki} зависят от компоновки и форм баков топливных отсеков.

Для компоновочной схемы с моноблочным цилиндрическим топливным отсеком и разъединенными баками компонентов с полусферическими днищами (см. рис. 4.12)

$$\kappa_{ki} = 1 - \frac{\Delta V_{\tau,oi}}{V_{\tau,oi}} = 1 - 4 \frac{2 \left(\frac{\pi}{4} d_i^3 - \frac{\pi}{6} d_i^3 \right)}{\frac{\pi}{4} d_i^3 \lambda_{\tau,oi}} = 1 - \frac{2}{3 \lambda_{\tau,oi}}, \quad (4.46)$$

где $\lambda_{\tau,oi}$ — удлинение топливного отсека, которое не может быть меньше 2.

Диапазон изменения коэффициента для рассматриваемого топливного отсека $1 > \kappa_{ki} \geq \frac{2}{3}$.

Аналогичная компоновочная схема топливного отсека, но с совмещенными днищами баков окислителя и горючего обладает вдвое меньшими объемами $\Delta V_{\tau,oi}$ и

$$\kappa_{ki} = 1 - \frac{1}{3 \lambda_{\tau,oi}}. \quad (4.47)$$

Минимально возможное удлинение такого топливного отсека $\lambda_{\tau,oi} \geq 5/3$, а диапазон изменения $1 > \kappa_{ki} \geq 0,8$.

Для компоновочной схемы топливного отсека с усеченными полусферическими днищами и разъединенными баками

$$\begin{aligned} \kappa_{ki} &= 1 - \frac{\Delta V_{\tau,oi}}{V_{\tau,oi}} = 1 - 4 \frac{\left[\frac{\pi}{8} \frac{d_i^3}{\sin \varphi} - \frac{\pi}{12} \frac{d_i^3}{\sin^3 \varphi} \right] (1 - \cos \varphi)}{\frac{\pi}{4} d_i^3 \lambda_{\tau,oi}} = \\ &= 1 - \frac{1 - \cos \varphi}{\lambda_{\tau,oi}} \left(\frac{2}{\sin \varphi} - \frac{4}{3 \sin^3 \varphi} \right), \end{aligned} \quad (4.48)$$

поскольку объем шарового сектора равен

$$V_i^m = \frac{2}{3} \pi r_i^2 h_i = \frac{2}{3} \pi \frac{d_i^2}{(2 \sin \varphi)^2} \frac{d_i}{2 \sin \varphi} (1 - \cos \varphi) = \frac{\pi}{12} \frac{d_i^3}{\sin^3 \varphi} (1 - \cos \varphi),$$

а объем части топливного отсека длиной h

$$V_i^h = \frac{\pi}{4} d_i^2 h_i = \frac{\pi}{4} d_i^2 \frac{d_i}{2 \sin \varphi} (1 - \cos \varphi) = \frac{\pi}{8} \frac{d_i^3}{\sin \varphi} (1 - \cos \varphi).$$

Рис. 4.14. К определению объема двигательного отсека по габаритам соплового аппарата

Совмещение днищ баков окислителя и горючего вдвое уменьшает неиспользуемые объемы $\Delta V_{\tau,oi}$ и

$$\kappa_{ki} = 1 - \frac{1 - \cos \varphi}{\lambda_{\tau,oi}} \left(\frac{1}{\sin \varphi} - \frac{2}{3 \sin^3 \varphi} \right). \quad (4.49)$$

При увеличении угла, характеризующего степень усечения полусферических днищ, до $\varphi = \pi/2$ формулы (4.48) и (4.49) совпадают с формулами (4.46) и (4.47).

Выбор той или иной компоновочной схемы ракетного блока определяет и объем отсека двигательной установки (4.36), зависящий от диаметра топливного отсека d_i и длины одиночного двигателя $l_{д,и}$.

У ЖРД характерный размер — длина соплового аппарата — l_c . В тех ситуациях, когда габариты двигателя окончательно не установлены, полная длина одиночного двигателя от среза сопла до опорных пят моторной рамы в первом приближении может быть определена по формуле

$$l_{д,и} \approx 2l_{ci} \quad (i = 1, 2, \dots, N). \quad (4.50)$$

В свою очередь размеры соплового аппарата зависят при выбранных компонентах топлива и соответственно удельном импульсе от давления в камере сгорания $p_{к,i}$, давления на срезе сопла p_{ai} и среднего угла раствора сопла β_c (рис. 4.14):

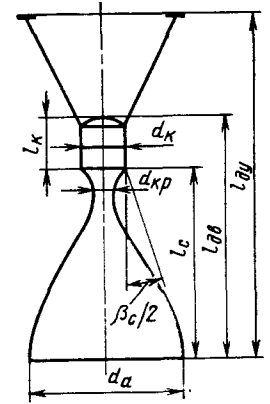
$$l_{ci} = \frac{S_{ai}^{0.5} - S_{кpi}^{0.5}}{\sqrt{\pi} (\beta_c/2)}, \quad (4.51)$$

где S_{ai} и $S_{кpi}$ — площадь среза сопла и площадь критического сечения, связанные [48]:

$$\begin{aligned} S_{ai} &= S_{кpi} \left[\frac{\frac{n-1}{2} \left(\frac{2}{n+1} \right)^{\frac{n+1}{n-1}}}{\left(\frac{p_{ai}}{p_{ki}} \right)^{\frac{2}{n}} - \left(\frac{p_{ai}}{p_{ki}} \right)^{\frac{n+1}{n}}} \right]^{0.5} \\ &\approx S_{кpi} \left(0,11 \frac{p_{ki}}{p_{ai}} + 0,8 \right), \quad (n = 1, 2). \end{aligned} \quad (4.52)$$

Площадь критического сечения определяется характеристикой топлива β_τ (для ЖРД $\beta_\tau = 180 \pm 20$ с), секундным расходом одного двигателя $P_{иi}/(n_{двi} p_{уд,иi})$ и давлением в камере сгорания:

$$S_{кpi} = \frac{\beta_\tau P_{иi}}{n_{двi} p_{ки} p_{уд,иi}}. \quad (4.53)$$



Подстановка (4.53) и (4.52) в (4.51), а также численных значений $\beta_T = 180$ с и $\beta_c = 40^\circ$ даст

$$l_c = \left(\frac{S_{кр}}{\pi} \right)^{0,5} \frac{1}{\sin 20^\circ} \left[\left(0,11 \frac{p_{кл}}{p_{ai}} + 0,8 \right)^{0,5} - 1 \right] \approx$$

$$\approx \frac{1}{\sin 20^\circ} \left(\frac{S_{кр}}{\pi} \right)^{0,5} \left(0,11 \frac{p_{кл}}{p_{ai}} \right)^{0,5} = \frac{1}{0,36} \left(\frac{180 p_{кл} 0,11}{\pi n_{дв} i p_{уд.п} i p_{ai}} \right)^{0,5} =$$

$$= 7,0 \left(\frac{P_{п.и}}{n_{дв} i p_{уд.п} i p_{ai}} \right)^{0,5}, \quad (4.54)$$

где l_c измеряется в метрах, $p_{уд.п.и}$ — в секундах и p_{ai} — в паскалях. Диаметр среза сопла

$$d_a \approx 2l_c \operatorname{tg} \frac{\beta_c}{2} = 0,72l_c \quad (4.55)$$

должен укладываться в обводы топливного отсека $d_i \geq d_{ai}$, а при многодвигательной силовой установке

$$d_i \geq d_{ai} [\sin^{-1}(\pi/n_{дв.и}) + 1]. \quad (4.56)$$

При выполнении этих условий объем отсека двигательной установки одинакового диаметра с диаметром топливного отсека в соответствии с (4.36), (4.50) и (4.54):

$$V_{д.у.и} \approx 3,5\pi d_i^2 \left(\frac{P_{п.и}}{n_{дв.и} p_{уд.п.и} p_{ai}} \right)^{0,5}. \quad (4.57)$$

С увеличением количества двигателей в составе силовой установки при неизменном диаметре d_i плотность компоновок возрастает, возрастает и тяга, снимаемая с единицы объема двигательного отсека.

Так, с учетом (4.56) отношение ξ тяги на единицу объема многодвигательной установки к тяге на единицу объема силовой установки с единичным ЖРД в зависимости от $n_{дв}$

$$\xi = \frac{[P/V]_{n_{дв} > 1}}{[P/V]_{n_{дв} = 1}} = \frac{n_{дв}}{\sin^{-1}(\pi/n_{дв}) + 1}$$

или для ряда целочисленных значений

$n_{дв}$	1	3	5	7
$\xi, \%$	100	140	185	212

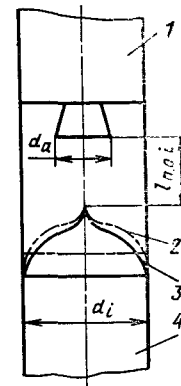
Объемы переходных отсеков между ракетными блоками ступеней определяются способом разделения: при «холодном разделении» сопло двигателя последующей и днище бака предыдущей ступеней компоуются с минимальным зазором $l_{п.о} \rightarrow 0$, при «горячем разделении» указанный зазор должен обеспечить площадь растекания газов не менее площади среза сопла (рис. 4.15):

$$S_a = \frac{\pi}{4} d_a^2 \leq \pi d_a l_{п.о}, \text{ или } l_{п.о} \geq 0,25d_a \quad (4.58)$$

$$V_{п.о.и} = \pi d_i^2 d_{ai} \quad (i = 1, 2, \dots, N-1). \quad (4.59)$$

Рис. 4.15. Влияние способа разделения и формы днища отделяемого ракетного блока на габариты переходного отсека:

1 — отделяемая ступень; 2 — форма днища при холодном разделении; 3 — форма днища при горячем разделении; 4 — отделяемый ракетный блок; $l_{п.о.и}$ — минимальная длина переходного отсека i -й ступени; d_i и d_a — диаметры ступени и среза сопла соответственно



Формулы (4.21) — (4.59) позволяют по основным проектным параметрам рассчитать массово-энергетические и объемно-габаритные данные ракеты с конкретным значением полезной нагрузки и представить результаты расчетов в виде компоновочной и конструктивно-силовой схем непосредственно на визуально-графических терминалах для быстрого восприятия проектантом в режиме непосредственного диалога.

Логическая последовательность принятия решений проектантом в общем случае начинается с оценки простейших компоновочных и конструктивно-силовых схем БР и РН с моноблочными ступенями поперечного деления.

Из опыта проектирования критериям эффективности (3.26) — (3.28) наилучшим образом отвечают моноблочные компоновки с удлинениями λ от 8 до 12 в зависимости от конкретных условий полета, особенностей полезной нагрузки, типа двигателей и т. д.

Задаваясь несколькими значениями удлинения наиболее габаритного топливного отсека первой ступени $\lambda_{т.о.и}$ в диапазоне $\lambda_{\max}/2 \geq \lambda_{т.о.и} \geq \lambda_{\min}/2$ и вариантом компоновки топливных отсеков, определяют соответствующие диаметр d_1 , суммарный объем БР или РН и удлинение $\lambda = 4V/(\pi d_1^3)$. Для дальнейшего рассмотрения оставляют вариант с удлинением в диапазоне λ от 8 до 12. При этом возможны следующие ситуации, требующие решений проектанта.

1. Диаметр корпуса d_1 или одновременно и диаметр и длина ракеты λd_1 недопустимо велики. Возможные решения заключаются в переходе к многоблочным (пакетным) компоновкам с ограничениями по $\max d_1$ или $\max \lambda d_1$. Минимальное количество блоков в составе БР или РН ориентировочно не менее целочисленного значения:

$$n_{бл} \geq \tilde{E} \left[\frac{4V}{\pi (\max d_1)^2 \max \lambda d_1} + 1 \right]. \quad (4.60)$$

2. Диаметр корпуса d_1 неприемлем для верхних ступеней БР и РН; топливные баки вырождаются в чечевицеобразные с низким заполнением объема топливного отсека и соответственно низкими удельными конструктивными характеристиками. Возможные решения могут сводиться к совмещению топливного и двигательного отсеков путем размещения двигателя в центре торовых блоков, совмещения днищ баков окислителя и горючего и т. д.

3. Полученная компоновка не обеспечивает допустимой разбежки центра масс и центра давления в момент больших скоростных напоров. Как известно, определяющие по величине аэродинами-

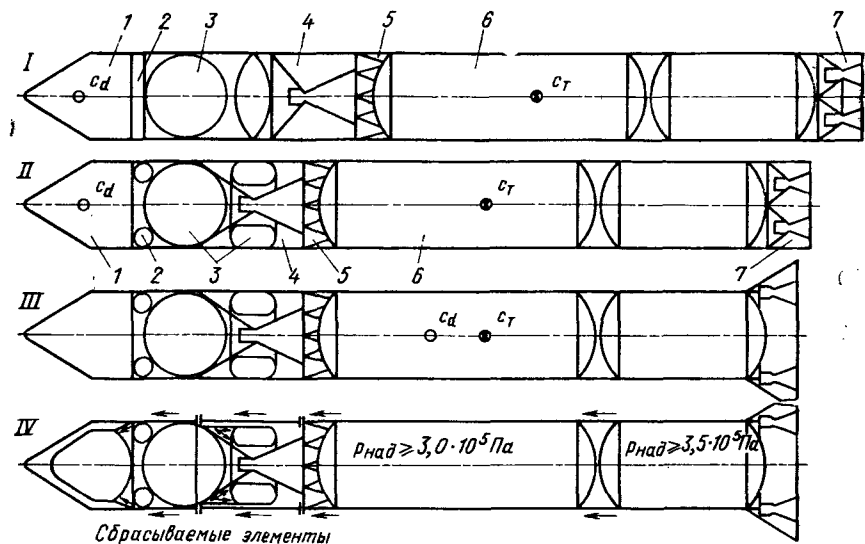


Рис. 4.16. Этапы предварительной увязки компоновочной и конструктивно-силовой схемы:

I — начальное приближение; II — уплотнение компоновки второй ступени; III — уменьшение аэродинамической неустойчивости; IV — уплотнение конструктивно-силовой схемы; 1 — отсек полезной нагрузки; 2 — приборный отсек; 3 — топливный отсек 2-й ступени; 4 — двигательный отсек 2-й ступени; 5 — переходный отсек; 6 — топливный отсек 1-й ступени; 7 — двигательный отсек 1-й ступени (стрелками показаны направления основных силовых потоков)

ческие подъемные силы имеют место на конических участках корпусов БР или РН [40, 41]. Поэтому в качестве грубого приближения для оценки положения центра давления можно воспользоваться условным центром площадей конических участков корпуса S_j :

$$c_d = \frac{\sum_{j=1}^k S_j c_j}{\sum_{j=1}^k S_j}, \quad (4.61)$$

где c_j — координата центра площади сечения j -го конуса ($j=1, 2$), k — их количество (рис. 4.16).

Момент наибольшего скоростного напора примерно соответствует половине времени активного полета первой ступени, и в этот момент положение центра масс c_T должно по возможности совпадать с центром давления c_d , определяемым (4.61):

$$c_T = \frac{\sum_{p=1}^h m_p c_p}{\sum_{p=1}^h m_p}, \quad (4.62)$$

где m_p , c_p — масса отсеков с полными запасами топлива и агрегатов всех ракетных блоков БР или РН и координаты центров их масс.

Исключение составляет топливный отсек первой ступени, который, как было отмечено, заполнен наполовину. Добиться сближения c_d и c_T возможно изменением конфигурации корпуса, перемещением ракетных блоков в компоновочной схеме, введением стабилизирующих поверхностей и пр.

Типичные этапы предварительной увязки компоновочной и конструктивно-силовой схем приведены на рис. 4.16. На первом этапе начального приближения компоновка БР или РН оценивается проектантом по габаритам и плотности компоновки в процессе визуального наблюдения на экране или чертеже. Оценивается приемлемость многоблочных решений для ракетных блоков ступеней (поз. I). Следующим этапом является уплотнение компоновки отдельных ракетных блоков и отсеков (поз. II).

После достижения необходимой плотности компоновок основных отсеков ракеты проектантом намечаются мероприятия по уменьшению аэродинамической неустойчивости (поз. III).

Заключительным этапом предварительной увязки компоновочной схемы является уточнение конструктивно-силовой схемы ракеты с определением основных несущих элементов, мероприятий по их разгрузке и отделяемых в ходе полета отсеков и агрегатов (поз. IV).

Пример предварительной увязки компоновочной и конструктивно-силовой схем и выявления необходимости уточнения исходных данных. В качестве примера рассмотрим предварительную увязку компоновочной и конструктивно-силовой схем двухступенчатой ракеты с полезной нагрузкой $M_{п.н}=10$ т, основными проектными параметрами $\mu_{п.н1}=\mu_{п.н2}=0,20$; $n_{п1}=1,5$ и $n_{п2}=1,2$; $\rho_{уд.п1}=330$ с и $\rho_{уд.п2}=350$ с.

Удельным импульсам соответствуют давления в камере сгорания $p_K=1,5 \cdot 10^7$ Па и на срезе сопла соответственно $p_{a1}=0,7 \cdot 10^5$ Па и $p_{a2}=0,1 \cdot 10^5$ Па, плотность топлива $\rho_T=1,0$ т/м³ при соотношении заправляемых объемов $K_V=1,8$.

Удельные конструктивные характеристики $\alpha_{T1}=\alpha_{T2}=0,040$; $\alpha_{S1}=\alpha_{S2}=0,010$; $\alpha_{с.у1}=0$ и $\alpha_{с.у2}=0,0125$; $\beta_1=0,013$ и $\beta_2=0,017$; $\rho_{п.н}=0,33$ т/м³ и $\rho_{с.у}=0,40$ т/м³.

Промежуточные результаты вычислений по формулам (4.22) — (4.32):

— для первой ступени $M_{01}=250$ т; $m_{T1}=185$ т; $m_{K1}=15$ т (в том числе: $m_{T.01}=7,71$ т; $m_{S1}=2,08$ т; $m_{д.у1}=5,21$ т); $P_{п1}=3800$ кН; $P_{01}=3500$ кН;

— для второй ступени (пренебрегается достартовым расходом) $M_{02}=50,0$ т; $m_{T2}=36,5$ т; $m_{K2}=3,5$ т (в том числе: $m_{T.02}=1,52$ т; $m_{S2}=0,42$ т; $m_{с.у2}=0,52$ т; $m_{д.у2}=1,04$ т); $P_{п2}=600$ кН.

По формулам (4.33) — (4.38) вычислены объемы применительно к вариантам компоновок с отдельными топливными баками ($\kappa_{K1}=0,8$; $\kappa_{K2}=0,7$):

— для второй ступени $V_{п.п}=30 \text{ м}^3$; $V_{с.у}=1,3 \text{ м}^3$; $V_{т.о2}=53 \text{ м}^3$; $V_{п.о2}=0,4 d^2$ и $V_{д.у2}=3,2 d^2$;

— для первой ступени $V_{т.о1}=230 \text{ м}^3$, $V_{д.у1}=1,4 d^2$ и суммарный объем $V=314+5 d^2$.

При среднем удлинении $\lambda=10$ диаметр корпуса определяется из равенства $314+5d^2=\frac{\pi}{4}\lambda d^3$ и равен 3,6 м.

Приведенные промежуточные результаты лучше всего воспринимаются проектантом в виде компоновки ракеты начального приближения (рис. 4.16, поз. I). Даже беглого взгляда достаточно, чтобы среди недостатков компоновки начального приближения выделить нерациональное использование объемов ракетного блока второй ступени. Поэтому логично изменить вариант компоновки топливного, приборного и двигательного отсеков второй ступени. В данном примере осуществлен переход к торовому баку горючего с размещением его в свободных объемах двигательного отсека и переход к торовому отсеку для приборов системы управления с размещением его в периферийных объемах между силовой обечайкой корпуса и сферическим днищем бака окислителя. На рис. 4.16 (поз. II) очевидны преимущества уплотненной компоновки блока второй ступени.

Опуская более подробный разбор других возможностей улучшения компоновочной схемы, для уменьшения разбежки центра давления s_d и центра масс s_t при максимальном скоростном напоре остановимся на простейшем решении — установке конусной юбки на хвостовом отсеке (рис. 4.16, поз. III).

Помимо уменьшения аэродинамической статической неустойчивости такое решение позволяет лучше передать усилия от узлов крепления двигателей к тонкостенному несущему корпусу. Однако рассмотренное решение не свободно от недостатков, в частности, возрастают потери на аэродинамическое сопротивление. Установка двигателей первой ступени в обтекаемых гаргротах в сочетании с компактными стабилизаторами в виде решетчатых крыльев, по-видимому, позволит уменьшить статическую неустойчивость до небольших значений и потери в полезной нагрузке из-за возросшего аэродинамического сопротивления. Последующая детализация компоновочной схемы должна предусматривать сопоставление подобных решений частных задач. Для предварительной же увязки компоновочной схемы ракеты еще необходимо определить исходную конструктивно-силовую схему, которая, как было показано в гл. 2, должна в наибольшей степени соответствовать уменьшению нагружения несущих элементов и своевременному сбросу элементов, выполнивших свои функции.

На рис. 4.16 (поз. IV) представлены возможные решения по конструктивно-силовой схеме, предусматривающие:

— разгрузку несущих топливных баков первой ступени повышенным давлением наддува (минимально допустимые давления $p_{над}$ для бескавитационной работы турбонасосов приведены на чертеже);

— сброс головного обтекателя и наиболее нагруженного переходного отсека между ракетными блоками первой и второй ступеней (на несбрасываемую часть силового каркаса нагрузки, создаваемой двигателями первой ступени не влияют).

По существу и головной обтекатель и сбрасываемый переходный стсек должны быть включены в состав ракетного блока первой ступени, поскольку их функционирование заканчивается с разделением ступеней.

Анализ соответствия использованных при определении основных проектных параметров исходных данных целесообразно начинать с оценки нагружения основных несущих элементов.

Нагружение характеризуется приведенной сжимающей силой [14]

$$N = P_{п1} + 4M_a/d = P_{п1}(1 + \xi), \quad (4.63)$$

где $P_{п1}$ — пустотная тяга двигательной установки первой ступени; M_a — изгибающий момент, вызываемый аэродинамической подъемной силой и стабилизирующей управляющей силой; d — диаметр корпуса в рассматриваемом сечении.

Проектные и компоновочные решения существенно влияют на дополнительную нагрузку от изгибающего момента, которая может в несколько раз превзойти нагрузку от тяги двигателей. Так, максимальный изгибающий момент при локализации аэродинамической подъемной силы на носовом коническом участке корпуса и соответственно примерно такой же управляющей силы для стабилизации на корме корпуса, уравновешиваемых инерционными силами предположительно равномерно распределенными вдоль корпуса, равен

$$4M_a/d = \frac{4}{d} \frac{Y_a \lambda d}{4} = Y_a \lambda = C_n^a \alpha q S_m \lambda. \quad (4.64)$$

Задав ряд числовых значений ξ применительно к условиям данного примера ($P_{п1}=3800 \text{ кН}$; $C_n^a=5 \text{ 1/рад}$; $q_{max}=10^5 \text{ Н/м}^2$; $S_m=10 \text{ м}^2$ и $\lambda=10$), получим допустимые углы атаки $\alpha(\xi) = P_{п1}\xi / (C_n^a q_{max} S_m \lambda)$.

ξ	0,1	0,5	1,0	2,0
α , градус	0,45	2,25	4,5	9,0

Реальные углы атаки из-за случайного ветра на высоте более 10 км

$$\alpha_w = \frac{W}{v} \sin \theta \leq \frac{150}{930} \sin 60^\circ = 0,15 \text{ или } \approx 9^\circ.$$

Поэтому проектант в рассматриваемой компоновке должен либо принять приведенную нагрузку $N = (1 + \xi)P_{п1} \approx 3P_{п1}$, либо ввести в состав средств управления бортовую систему ограничения поперечных перегрузок и соответственно углов атаки, например, при реальных $|\alpha_w| < 2^\circ$ с учетом отклонения оси ракеты во «флюгерное» положение $N = 1,5 P_{п1}$.

В примере только с таким ограничением случайного угла атаки, как будет показано далее, возможно обеспечить относительную массу топливных отсеков первой ступени в пределах исходных данных $a_{т.01}=0,04$.

Полная разгрузка от сжимающих усилий топливных баков первой ступени достигается при давлении наддува

$$p_{над} = \frac{N}{S_m} = 4 \frac{(1+\zeta) P_{н1}}{\pi d^2} = 4 \frac{(1+0,5) 3,8 \cdot 10^6}{\pi 3,6^2} = 5,6 \cdot 10^5 \text{ Па} \quad (4.65)$$

или значительно больше минимально допустимого исходя из условия бескавитационной работы турбонасосов двигателей (по условию примера $3,5 \cdot 10^5$ Па).

Толщина обечайки топливных баков первой ступени из алюминиевых сплавов ($\rho_m = 2,7 \text{ т/м}^3$; $\sigma_B = 340 \text{ Н/мм}^2$) с учетом коэффициента безопасности $f = 1,5$

$$\delta = \frac{f p_{над} d}{2 \sigma_B} = \frac{1,5 \cdot 5,6 \cdot 10^5 \cdot 3,6}{2 \cdot 340 \cdot 10^6} = 4,5 \cdot 10^{-3} \text{ м}, \quad (4.66)$$

что соответствует приведенной массе квадратного метра конструкции с учетом коэффициента 1,5 на шпангоуты и внутрибаковые устройства

$$q_m = 1,5 \rho_m \delta = 1,5 \cdot 2,7 \cdot 10^3 \cdot 4,5 \cdot 10^{-3} = 18 \text{ кг/м}^2.$$

Для топливного отсека первой ступени поверхность с учетом четырех днищ баков $S_{т.01} = 290 \text{ м}^2$ и, следовательно, относительная масса только конструкции

$$a_{т.01}^{\text{кон}} = q_m S_{т.01} / m_{т1} = 18 \cdot 290 / (185 \cdot 10^3) = 0,028.$$

При отказе от установки бортовой системы ограничения поперечных перегрузок приведенная нагрузка возрастает вдвое и только относительная масса конструкции топливного отсека $2a_{т.01} = 0,056$ превышает значение всей относительной массы по исходным данным $a_{т.01} = 0,04$. Таким образом коррекция исходного значения становится неизбежной.

Масса топливного отсека помимо массы конструкции баков определяется еще массой газов наддува и баллонов для их хранения, а также массой остатков незабора и гарантийных запасов топлива. Известно, что каждый грамм-масса гелия при нормальных условиях занимает 22,4 л объема, а азота или кислорода — соответственно в 7 и 8 раз меньше. В примере давление газов наддува в 5,6 раза превышает нормальное, а температура газов в баке с жидким кислородом может быть ниже нормальной, в баке с керосином — нормальной. Таким образом, для вытеснения 1 м³ объема баков, содержащего 1 т топлива при $K_V = 1,8$, необходимо 2,0 кг гелия или 16 кг азота и не менее 18 кг кислорода и продуктов его сгорания. С учетом массы баллонов для хранения гелия или емкостей с жидким азотом или кислородом относительная масса средств наддува $a_{т.01}^{\text{над}}$ составит примерно на основе гелия 0,005 и на основе азота или кислорода — 0,020.

Очевидно, только использование гелия для наддува баков и бортовой системы ограничения поперечных перегрузок позволит обеспечить близкую к исходным данным относительную массу топливного отсека первой ступени

$$a_{т.01} = a_{т.01}^{\text{кон}} + a_{т.01}^{\text{над}} + a_{т.01}^{\text{нез}} = 0,028 + 0,005 + 0,007 = 0,040.$$

На второй ступени топливные баки не являются несущими элементами, и поэтому давление наддува может быть снижено до минимально допустимого $3,5 \cdot 10^5$ Па.

Пропорционально давлению наддува изменится относительная масса конструкции систем наддува топливных баков. Кроме того, масса конструкции уменьшится у сферического бака окислителя примерно в 1,3 раза и увеличится у торового бака горючего в 1,5 раза по сравнению с цилиндрическими баками. В итоге относительная масса топливного отсека второй ступени

$$\begin{aligned} a_{т.02} &= \frac{p_{над2}}{p_{над1}} \left(\frac{1}{1,3} a_{т.01}^{\text{кон}} \frac{K_V}{K_V + 1} + 1,5 a_{т.01} \frac{1}{K_V + 1} + a_{т.01}^{\text{над}} \right) + a_{т.01}^{\text{нез}} = \\ &= \frac{3,5 \cdot 10^5}{5,6 \cdot 10^5} \left(\frac{1}{1,3} 0,028 \frac{1,8}{1,8 + 1} + 1,5 \cdot 0,028 \frac{1}{1,8 + 1} + 0,005 \right) + \\ &\quad + 0,007 = 0,028. \end{aligned}$$

Относительная масса хвостовых и переходных отсеков также может быть грубо сопоставлена с исходными значениями, принятыми при определении основных проектных параметров. Поскольку допустимое напряжение $\sigma_{дон}$ тонкостенной конструкции, работающей на сжатие, примерно вдвое ниже допустимого напряжения при растяжении σ_B [14, 40, 41], приведенная толщина

$$\delta = \frac{f N}{\pi d \sigma_{дон}} = \frac{f \left(\frac{4N}{\pi d^2} \right) d}{2 \sigma_B}$$

примерно равна толщине обечайки полностью разгруженного топливного бака [см. (4.65) и (4.66)]. Поэтому в первом приближении масса квадратного метра конструкции $q_{м1} = 18 \text{ кг/м}^2$ приемлема для всех отсеков, нагруженных силой $N = 1,5 P_{н1}$. В частности, такая оценка должна быть принята для сбрасываемого переходного отсека с площадью поверхности $S_{п.01} = 45 \text{ м}^2$, хвостового отсека с донной защитой $S_{х.01} = 57 \text{ м}^2$.

Головной обтекатель с площадью поверхности $S_{г.0} = 41 \text{ м}^2$ и сбрасываемый силовой каркас второй ступени ($S_{с.к2} = 35 \text{ м}^2$) нагружены вдвое и более меньшими сжимающими усилиями и, следовательно, можно ожидать массу квадратного метра конструкции равной $q_{м2} \approx 10 \text{ кг/м}^2$. Поэтому оценки удельных масс хвостовых и прочих отсеков

$$a_{\sigma 1} = \frac{1}{m_{01}} (q_m S_{п.01} + q_{м1} S_{х.01} + q_{м2} S_{г.0}) = \frac{18 \cdot 45 + 18 \cdot 57 + 10 \cdot 41}{200 \cdot 10^3} = 0,011;$$

$$\alpha_{\sigma 2} = \frac{1}{m_2} q_{m2} S_{c, \kappa 2} = \frac{10 \cdot 35}{40 \cdot 10^3} = 0,009.$$

Использование конической юбки для уменьшения аэродинамической неустойчивости (см. рис. 4.16, поз. IV) увеличивает лобовое сопротивление пропорционально волновому и донному сопротивлению или в первом приближении пропорционально отношению площади донной защиты к площади мидела корпуса. Если для типичной ракеты с нагрузкой на мидель $p_m = 200$ кН/м² и максимальным скоростным напором $q_{\max} = 10^5$ Н/м² потери в скорости на лобовое сопротивление составляют примерно 100 м/с, то в данном примере они возрастут до $100 \cdot S_{\text{д.з}}/S_m = 200$ м/с.

Ограничившись приведенными сопоставлениями исходных данных и оценок удельных конструктивных характеристик, определим влияние их расхождений на величину относительной массы полезной нагрузки (2.36):

$$\frac{\Delta \mu_{\text{п.н}}}{\mu_{\text{п.н}}} = \sum_{i=1}^N \frac{\Delta \mu_{\text{п.н}i}}{\mu_{\text{п.н}i}}, \quad (4.67)$$

где

$$\Delta \mu_{\text{п.н}i} = \Delta \left(\frac{\mu_{\kappa i} - \alpha_i - \beta_i n_i}{1 - \alpha_i} \right) = \frac{1}{1 - \alpha_i} [\Delta \mu_{\kappa i} - \Delta \alpha_i (1 - \mu_{\text{п.н}i}) - \Delta \beta_i n_i];$$

$$\Delta \mu_{\kappa i} = \Delta \left[\exp \left(- \frac{v_{\text{хар}}}{N c_i} \right) \right] = - \frac{\Delta v_{\text{хар}}}{N c_i} \mu_{\kappa i};$$

$$\Delta \alpha_i = \Delta \left(\frac{a_{\tau i} + a_{\sigma i} + a_{c, y i}}{1 + a_{\tau i}} \right) = \frac{1}{1 + a_{\tau i}} [\Delta a_{\tau i} (1 - \alpha_i) + \Delta a_{\sigma i} + \Delta a_{c, y i}] \approx \Delta a_{\tau i} + \Delta a_{\sigma i} + \Delta a_{c, y i};$$

$$\Delta \beta_i = \Delta \left(\frac{\gamma_i}{1 + a_{\tau i}} \right) = \frac{1}{1 + a_{\tau i}} (\Delta \gamma_i - \beta_i \Delta a_{\tau i}) \approx \Delta \gamma_i.$$

В примере $\Delta v_{\text{хар}} = 100$ м/с; $\Delta a_{\tau, 01} = 0$; $\Delta a_{\tau 2} = -0,014$; $\Delta a_{\tau 1} = 0$; $\Delta a_{\sigma 2} = -0,002$; $\Delta \mu_{\kappa 1} = \Delta \mu_{\kappa 2} = -0,004$.

$$\frac{\Delta \mu_{\text{п.н}}}{\mu_{\text{п.н}}} = \frac{0,004}{0,20} + \frac{-0,004 + 0,8(0,014 + 0,002)}{0,20} = -0,02 + 0,04 = 0,02.$$

Таким образом, расхождение в исходных данных приводит к изменению полезной нагрузки всего на 2%, и, следовательно, в уточнении основных проектных параметров необходимости нет. При этом следует заметить, что потери, связанные с установкой корпусной юбки для уменьшения аэродинамической неустойчивости, превышают 4% полезной нагрузки и при более детальных проектных работах их можно уменьшить. Следует также иметь в виду, что оценки справедливы при установке на борту системы ограничения поперечных перегрузок и при использовании гелия для наддува баков.

Напомним также, что полученные оценки соответствуют принятому удлинению корпуса ракеты $\lambda = 10$ и удлинениям носового и кормового конусов $\lambda_n \approx 1$ и $\lambda_k \approx 1$.

В процессе предварительной увязки компоновочной и конструктивно-силовой схем рассматривается несколько значений удлинений λ и возможных сочетаний λ_n и λ_k с последующим отбором лучшего варианта по многим критериям, среди которых, как правило, превалирует относительная масса полезной нагрузки.

Удлинение носовой части ракеты влияет в первую очередь на потери скорости из-за аэродинамического сопротивления, которые практически пропорциональны волновому сопротивлению при безразмерной скорости полета $M = 2$. Изменение потерь в скорости можно оценить по сумме волнового сопротивления носового конуса $c_{\text{хв.н}}$, а также волнового и донного сопротивления хвостовой части корпуса $c_{\text{хв.д}}$ при $M = 2$ [51]:

$$c_{\text{хв}} = c_{\text{хв.н}} + c_{\text{хв.д}}; \quad (4.68)$$

$$c_{\text{хв.н}} = \frac{0,68}{\lambda_n^2} + \frac{0,12}{0,21\lambda_n^2 + M^2 - 1}; \quad (4.69)$$

$$c_{\text{хв.д}} = \left(0,0016 + \frac{0,0020}{M^2} \right) \beta_k^{1,7} (1 - \bar{F})^{0,5}, \quad (4.70)$$

где λ_n — отношение длины носовой части к диаметру корпуса; β_k — угол полураствора кормовой части в градусах; \bar{F} — площадь донного среза за вычетом площади среза сопла в долях площади мидела; M — скорость полета, отнесенная к скорости звука.

ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ МНОГОРАЗОВЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Многоразовая ракетно-космическая техника быстро развивается в последние годы. Основы проектирования многоразовых транспортных ЛА те же, что и для одноразовых БР или РН, однако имеются особенности, связанные как с сохранением материальной части на всех участках полета, так и с выбором областей эффективного использования многоразовой техники, которые в ряде случаев не исключают использования одноразовых ЛА. Поэтому материалы настоящей главы базируются на содержании предыдущих глав и отражают основные особенности проектирования многоразовых летательных аппаратов.

5.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ ОБ ОСОБЕННОСТЯХ МНОГОРАЗОВЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ И О КОНЦЕПЦИЯХ ИХ ПРОЕКТИРОВАНИЯ

Многоразовые летательные аппараты (МЛА) предназначены для освоения космического пространства с наименьшими затратами. Современные достижения науки и техники позволяют создавать МЛА с множеством разнообразных проектных и конструктивных решений.

Здесь рассмотрены основные принципы и особенности инженерных решений только для МЛА-носителей, выводящих полезную нагрузку на орбиту искусственного спутника и частично возвращающих полезную нагрузку, если это экономически оправдано или связано с сохранением конструкции МЛА для повторного ее использования в последующих запусках. Но даже рассмотрение только МЛА-носителей связано с таким множеством их проектно-конструкторского исполнения, что обоснование лучшего из них в конкретных условиях применения не всегда очевидно. Рассмотрение начнем с классификации основных схем МЛА по:

- количеству ступеней,
- кратности повторного применения материальной части,
- используемым компонентам топлива,
- способам старта и посадки,
- способам возвращения.

В последующих разделах классификация будет дополняться по мере рассмотрения и других особенностей МЛА.

Рис. 5.1. Одноступенчатый МЛА с вертикальными стартом и посадкой:

1 — полезная нагрузка; 2 — совмещенный бак кислорода; 3 — бак водорода; 4 — ЖРД вокруг центрального тела; 5 — посадочные опоры

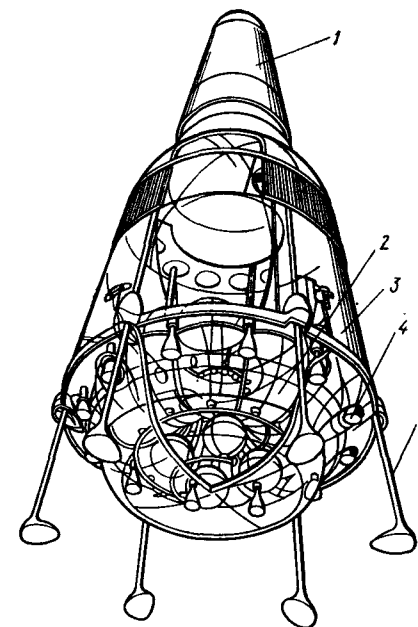
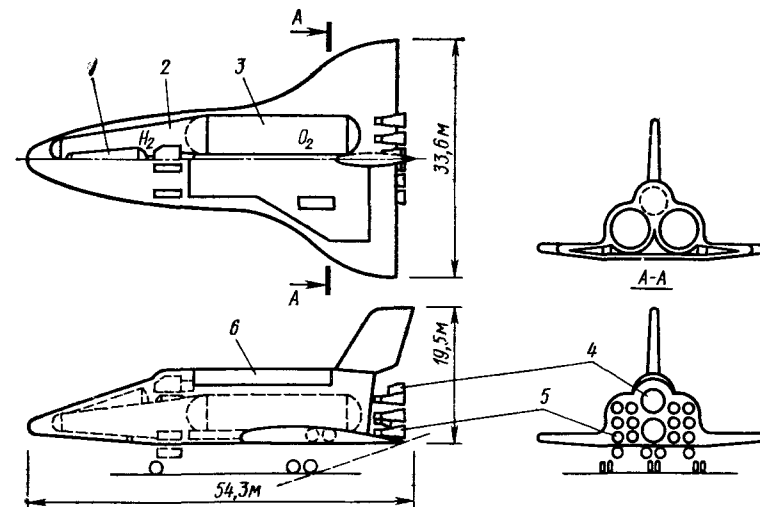


Рис. 5.2. Одноступенчатый МЛА с горизонтальными стартом и посадкой (стартовая масса 2000 т):

1 — отсек экипажа; 2 — бак водорода; 3 — бак кислорода; 4 — ВРД; 5 — ЖРД; 6 — отсек полезной нагрузки



По количеству ступеней различают одно-, двух- и многоступенчатые МЛА. На рис. 5.1—5.2 изображены одноступенчатые МЛА соответственно с вертикальным и горизонтальными способами старта и посадки. Могут также рассматриваться одноступенчатые МЛА с различными комбинациями вертикальных и горизонтальных способов старта и посадки.

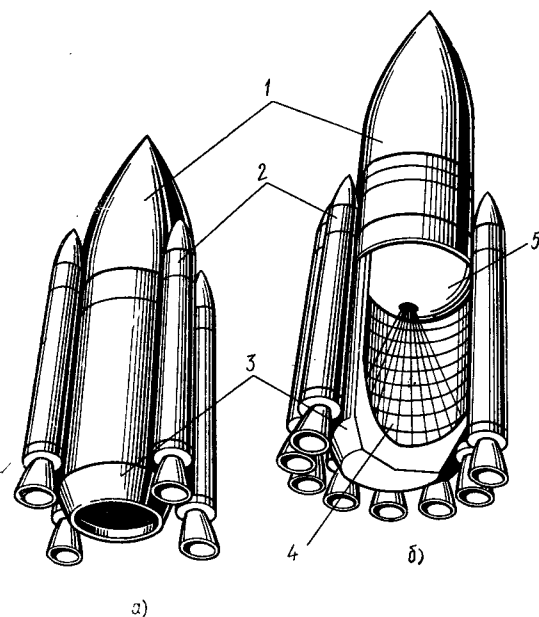


Рис. 5.3. Двухступенчатый МЛА с вертикальным стартом и вертикальной посадкой твердотопливных ускорителей:

а и б — варианты комплектации; 1 — орбитальная ступень; 2 — твердотопливные ускорители; 3 — многотурбонасосная торондальная камера сгорания; 4 — бак водорода; 5 — бак кислорода

На рис. 5.3—5.11 изображены двухступенчатые МЛА с вертикальными и горизонтальными способами старта и посадкой,

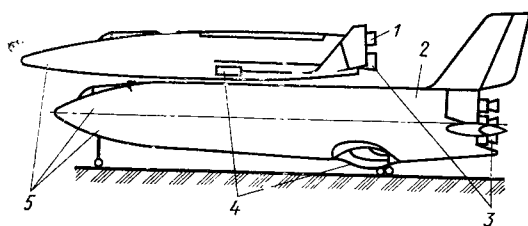


Рис. 5.4. Полностью многоразовый двухступенчатый МЛА с горизонтальными стартом и посадкой:

1 — орбитальная ступень; 2 — разгонная ступень; 3 — основные ЖРД; 4 — вспомогательные ВРД; 5 — ЖРД ориентации и стабилизации за пределами атмосферы

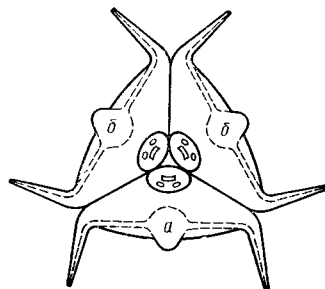
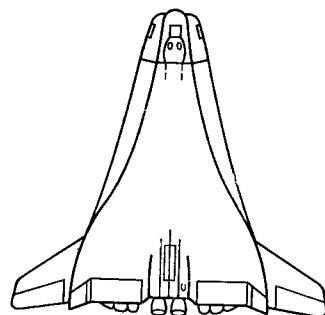


Рис. 5.5. Двухступенчатый МЛА из унифицированных блоков с вертикальным запуском и горизонтальной посадкой и с переливом топлива в орбитальную ступень на активном участке:

а — орбитальная ступень; б — разгонные блоки

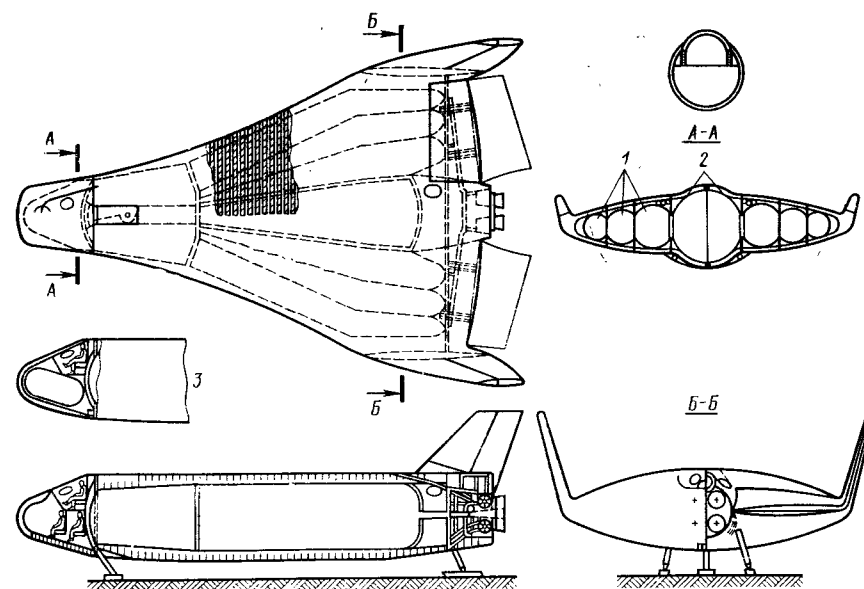
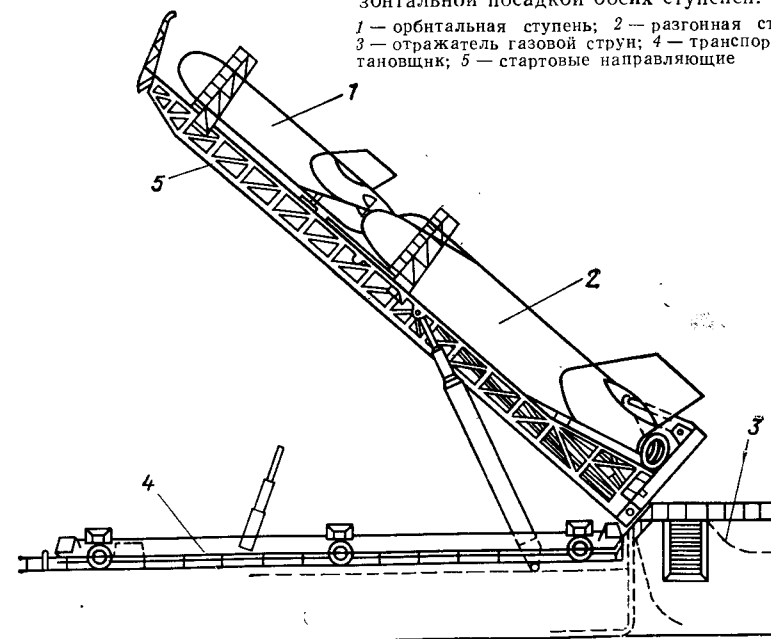


Рис. 5.6. Компонентная схема унифицированного блока с горизонтальной посадкой:

1 — баки с жидким водородом; 2 — баки с жидким кислородом; 3 — отсек экипажа и полезной нагрузки

Рис. 5.7. Двухступенчатый МЛА, полностью многоразовый с наклонным стартом и горизонтальной посадкой обеих ступеней:

1 — орбитальная ступень; 2 — разгонная ступень; 3 — отражатель газовой струи; 4 — транспортер-установщик; 5 — стартовые направляющие



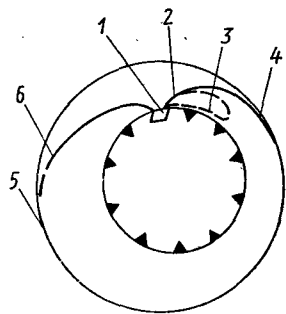


Рис. 5.8. Схема полета МЛА с возвращением спасаемых ступеней на стартовую площадку:

1 — стартовая площадка; 2, 3 — активный участок и участок возвращения разгонной ступени соответственно; 4 — активный участок орбитальной ступени; 5 — ОИСЗ; 6 — участок торможения и спуска орбитальной ступени в период совмещения площадки старта и плоскости ОИСЗ

с вертикальным способом старта и горизонтальной посадкой, а также с наклонным способом старта и горизонтальной посадкой.

По способам возвращения МЛА на старт для повторного использования следует различать:

— возвращение спасаемых ступеней непосредственно на стартовую площадку (рис. 5.8);

— возвращение спасаемых ускорителей МЛА после посадки в специальный район, как правило, с использованием наземного (надводного и т. д.) транспорта, как это принято в американской разработке «космический челнок» (рис. 5.9—5.11, 5.45) и т. д.

По кратности повторного использования материальной части МЛА могут быть полностью многоразовыми, когда повторно используются основные элементы разгонной и орбитальной ступеней, или частично многоразовыми, когда часть основных элементов используется однократно (см. рис. 5.3, 5.9).

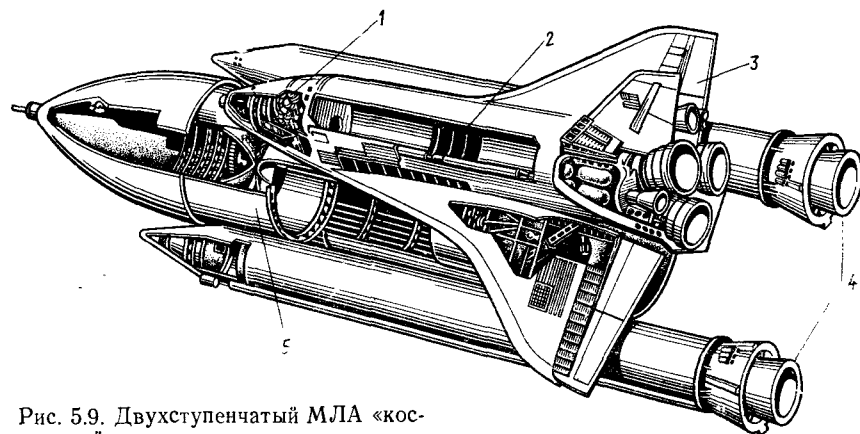


Рис. 5.9. Двухступенчатый МЛА «космический челнок»:

1 — отсек экипажа; 2 — отсек полезной нагрузки; 3 — орбитальный самолет; 4 — разгонные блоки; 5 — сбрасываемый подвесной топливный отсек

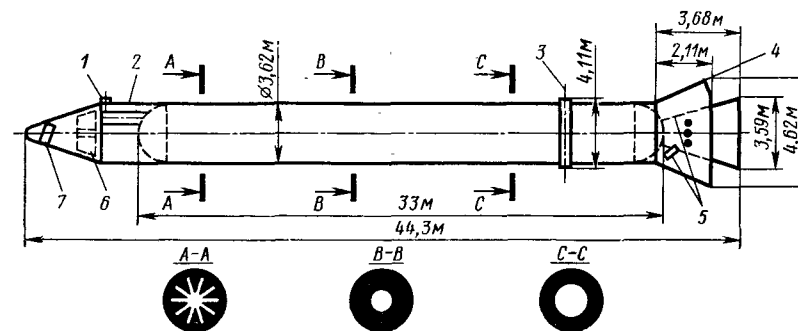


Рис. 5.10. Компонентная схема твердотопливного ускорителя системы «космический челнок»:

1 — верхний узел подвески; 2, 4 — двигатели отвода ускорителя при разделении; 3 — нижний узел подвески; 5 — сопла обнуления тяги; 6 — основные парашюты системы спасения; 7 — система сброса головного обтекателя

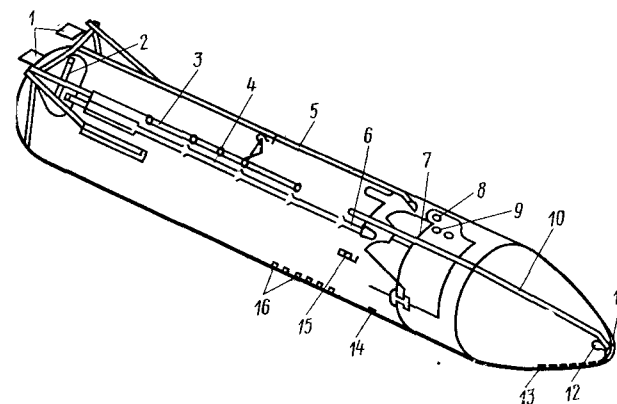


Рис. 5.11. Схема подвесного топливного отсека системы «космический челнок»:

1 — платы для подключения штекерных разъемов бортового оборудования; 2 — магистраль для подачи жидкого водорода; 3 — магистраль продувки бака; 4, 6 — магистраль подачи жидкого кислорода; 5 — внешняя магистраль для надува и дренирования бака жидкого водорода; 7 — успокоитель (демпфер) колебаний жидкого кислорода; 8 — радиоэлектронная аппаратура аварийной системы подрыва; 9 — радиоэлектронная аппаратура схода с орбиты; 10 — внешняя магистраль надува бака жидкого кислорода; 11 — клапаны дренирования бака жидкого кислорода; 12 — газовый диффузор; 13 — датчики замера количества жидкого кислорода; 14 — тормозной двигатель; 15 — плата для подключения штекера кабеля, идущего к разгонному РДТТ; 16 — датчики замера количества жидкого водорода

По используемым компонентам топлива МЛА могут включать жидкостные, твердотопливные или комбинированные блоки или ступени. На рис. 5.9 изображен американский МЛА «космический челнок» с кислородно-водородной орбитальной ступенью и твердотопливными ускорителями. В ближайшее десятилетие «космический челнок» будет одной из основных транспортных систем США (рис. 5.9—5.12, табл. 5.1 и 5.2).

Таблица 5.1

Массовая сводка МЛА «космический челнок»

Наименование элементов МЛА	Значение, т
Система в целом	
Максимальная стартовая масса,	2019,4
в том числе:	
полезная нагрузка при выведении на ОИСЗ с наклонением 28°	29,5
полезная нагрузка при выведении на ОИСЗ с наклонением 104°	14,5
максимальная полезная нагрузка при возвращении с ОИСЗ на Землю	14,5
Масса ускорителей твердотопливных,	1177,2
в том числе:	
масса снаряженного твердотопливного блока	583,6
масса неснаряженного блока	81,9
Масса одноразового сбрасываемого бака орбитальной ступени,	738,6
в том числе:	
масса топлива кислород — водород	705,8
сухая масса	32,8
Масса космического корабля «космический челнок»,	
в том числе:	
максимальная полезная нагрузка	97,58
масса космического корабля без полезной нагрузки (подробнее см. табл. 5.2)	29,50
	68,08

Таблица 5.2

Массовая сводка корабля «космический челнок»

Наименование системы	Значение, т
Группа крыла	5,40
Группа хвостового оперения	1,39
Группа фюзеляжа	18,00
Тепловая защита	12,19
Системы приземления, стыковки, разделения и спуска	4,34
Двигатели выведения	12,17
Вспомогательная двигательная установка ориентации, стабилизации и торможения	2,22
Первичный источник энергии	1,75
Преобразователи и распределители электроэнергии	1,87
Гидравлические преобразователи и распределительные устройства	0,86
Органы аэродинамического управления	1,07
Авиационное электрорадиооборудование	2,23
Системы жизнеобеспечения и терморегулирования, система контроля и поддержания бортовых средств	2,06
Запасы пищи, предметы личной гигиены экипажа и т. п.	0,59
Приспособления и системы для обслуживания полезного груза	0,02
Резерв	2,01
Сухая масса корабля	68,08

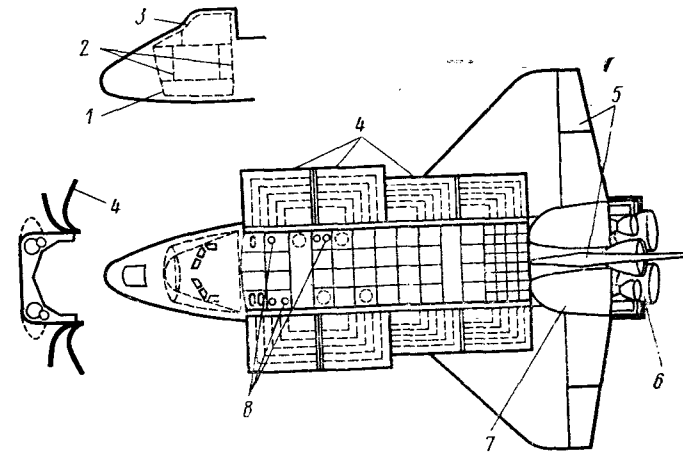


Рис. 5.12. Основные системы орбитального самолета «космический челнок»:

1 — система навигации; 2 — система жизнеобеспечения; 3 — система отображения; 4 — система поддержания температурного режима; 5 — исполнительные органы управления при движении в атмосфере; 6 — основная двигательная установка; 7 — вспомогательная двигательная установка; 8 — система энергообеспечения

Все рассмотренные схемы МЛА принципиально соответствуют назначению транспортной системы — выведению полезной нагрузки на ОИСЗ, однако экономичность их применения различна и зависит не только от проектно-конструкторских решений, но и от условий эксплуатации.

Действительно, для выведения на ОИСЗ одного космического аппарата нет необходимости создавать МЛА; одноразовый носитель, будучи принципиально проще и дешевле, поскольку не имеет системы спасения, успешно выполнит такую задачу с наименьшими затратами. Выведение же на ОИСЗ многих (даже однотипных) космических аппаратов, разнесенных в пространстве и по времени запуска, для создания систем навигационных, метеорологических и других спутников Земли экономически может быть нецелесообразно осуществлять одноразовыми носителями, поскольку МЛА выполняют эти задачи с меньшими затратами за счет многократного использования материальной части и, следовательно, меньших амортизационных отчислений на выведение каждого космического аппарата. Таким образом, программа транспортных операций (состав, объем и временной график выведения на ОИСЗ космических аппаратов) определяет условия для сравнения экономичности различных схем МЛА.

В главе 3 для оценки эффективности МЛА как транспортной системы были названы суммарные затраты на выполнение программы $C_{\Sigma} = W_1$; время, потребное на ее выполнение, $T_{\Sigma} = W_2$ и пр. Перечень важных показателей для описания качеств схемы МЛА может быть продолжен, причем показатели, являясь разнородными по физическому смыслу, формально могут

быть объединены обобщенной целевой или критериальной функцией

$$\bar{W}(W_1, W_2, \dots, W_s). \quad (5.1)$$

Критериальной функцией (5.1) будем характеризовать эффективность выполнения МЛА-носителями транспортной программы космических исследований, понимая под этим термином количественные оценки для конкретно определенных качеств. Из изложенного следует также, что критериальная функция должна формализовать (математически описать) общий замысел проектно-конструкторской разработки МЛА. В дальнейшем общий замысел разработки МЛА или систему взглядов проектанта и конструктора на требования к сложной технической системе и на условия ее эксплуатации, производства и экспериментальной отработки будем кратко именовать концепцией разработки МЛА. Применительно к МЛА-носителям современные концепции разработки отражают тенденции к снижению транспортных расходов на выполнение заданной программы освоения космического пространства и к расширению грузопотока Земля—ОИСЗ, что способствует широкому использованию унифицированных модульных космических аппаратов из стандартных деталей и агрегатов и тем самым существенному удешевлению космических программ (см. гл. 1).

Таким образом, современный МЛА-носитель должен не только с минимальными затратами вывести на ОИСЗ каждый килограмм полезной нагрузки, но и за время выполнения космической программы вывести наибольшее количество грузов на каждый килограмм собственной конструкции, что в конечном счете характеризует пропускную способность транспортных перевозок продукции привлекаемых для изготовления МЛА крупных заводов. Следовательно, основные проектные параметры МЛА должны выбираться в результате решения многокритериальных задач (см. гл. 2).

Поскольку формализация различных критериев для МЛА подчинена общей логике, подробно рассмотрим запись критерия суммарных транспортных расходов на создание, экспериментальную обработку для обеспечения надежности и эксплуатации МЛА.

Суммарные транспортные расходы

$$C_{\Sigma} = C^p + c_{уд} M_{\Sigma}, \quad (5.2)$$

где

$$C^p = c_{уд} M_{п.н} N_0 \quad (5.3)$$

— затраты на проектно-конструкторскую разработку и экспериментальную отработку, зависящие от размерности МЛА и программы наземных и летных испытаний; $c_{уд}$ — удельные затраты выведения на ОИСЗ единицы полезной нагрузки; $M_{п.н}$ — полезная нагрузка МЛА; N_0 — условное количество изделий, характеризу-

ющее объем экспериментальной отработки;

$$M_{\Sigma} = M_{п.н} N_{\Sigma} k \quad (5.4)$$

— суммарная масса космических аппаратов на ОИСЗ, необходимых для выполнения рассматриваемой программы освоения космического пространства; N_{Σ} — количество МЛА, потребное для выполнения программы; k — приведенная кратность использования материальной части.

С учетом (5.3) и (5.4) транспортные расходы

$$C_{\Sigma} = c_{уд} M_{\Sigma} \left(1 + \frac{N_0}{k N_{\Sigma}} \right). \quad (5.5)$$

Транспортные расходы могут быть сокращены путем уменьшения удельных затрат $c_{уд}$ выведения на ОИСЗ — уменьшения потребного количества изделий для экспериментальной отработки N_0 и увеличения кратности повторного использования материальной части k .

В действительности перечисленные переменные взаимосвязаны; создание экономичных МЛА с низкими $c_{уд}$ потребует дополнительной экспериментальной отработки (т. е. увеличения N_0), равно как и увеличение кратности повторного использования.

Однако для перспективных программ освоения космического пространства характерно $(N_0 / (k N_{\Sigma})) < 0,5$, при этом минимальные транспортные расходы будут практически реализованы при минимизации удельных затрат выведения на ОИСЗ.

Таким образом, в первом приближении проектно-конструкторские решения для МЛА могут выбираться из условия минимума удельных затрат при равных условиях эксплуатации (объем и характер перевозок):

$$\min c_{уд} = \min \frac{C_{кон} + C_{\tau} + C_{рв}}{M_{п.н}}, \quad (5.6)$$

где $C_{кон}$ — амортизационные отчисления на использованную в полете материальную часть; C_{τ} — стоимость топлива и других расходовемых материалов; $C_{рв}$ — стоимость регламентных работ и услуг космодрома.

Воспользуемся безразмерными проектными параметрами для записи критерия (5.6), приведенными в гл. 2 [см. (2.33) — (2.35)], а также удельной стоимостью топлива $c_{уд}^{\tau}$, удельной стоимостью конструкции $c_{уд}^{кон}$ и стоимостью регламентно-восстановительных работ для единичной массы конструкции $c_{уд}^{рв}$.

$$C_{\tau} = c_{уд}^{\tau} M_{\tau} = c_{уд}^{\tau} [(1 - \mu_{к1}) M_{01} + (1 - \mu_{к2}) \mu_{п.н1} M_{01} + \dots], \quad (5.7)$$

$$C_{кон} = c_{уд}^{кон} \sum_{j=1}^N \frac{M_{kj} - M_{0,j+1}}{k_j} = c_{уд}^{кон} \left(\frac{\mu_{к1} - \mu_{п.н1}}{k_1} M_{01} + \frac{\mu_{к2} - \mu_{п.н2}}{k_2} \mu_{п.н1} M_{01} + \dots \right), \quad (5.8)$$

$$C_{\text{пр}} = c_{\text{уд}}^{\text{пр}} \sum_{j=1}^N (M_{kj} - M_{0,j+1}) = c_{\text{уд}}^{\text{пр}} [(\mu_{k1} - \mu_{n,1}) M_{01} + (\mu_{k2} - \mu_{n,2}) \mu_{n,1} M_{01} + \dots] \quad (5.9)$$

Здесь использованы усредненные для ракетных блоков значения удельных затрат для изготовления единицы массы конструкции $c_{\text{уд}}^{\text{кон}}$ и удельных затрат на регламентные (предполетные и послеполетные) работы $c_{\text{уд}}^{\text{пр}}$, а также кратности повторного применения материальной части k_j в составе блоков j -й ступени. При необходимости удельные затраты на изготовление и на регламентные работы могут быть дифференцированы (как и кратности повторного использования) по виду конструкции (топливные баки, двигатели, приборы, арматура и т. д.). Это может понадобиться в тех случаях, когда возникает необходимость выделить влияние конкретного узла конструкции на параметры МЛА-носителя.

С учетом записей (5.7) — (5.9) критерий экономичности выведения на ОИСЗ в безразмерной форме

$$\tilde{c}_{\text{уд}} = \frac{1}{\prod_{j=0}^N \mu_{n,j}} \sum_{j=1}^N \left[(\mu_{kj} - \mu_{n,j}) \left(\frac{\tilde{c}_{\text{уд}}^{\text{кон}}}{k_j} + \tilde{c}_{\text{уд}}^{\text{пр}} \right) + (1 - \mu_{kj}) \right] \prod_{i=0}^{j-1} \mu_{n,i} \quad (5.10)$$

где $\tilde{c}_{\text{уд}}$, $\tilde{c}_{\text{уд}}^{\text{кон}}$, $\tilde{c}_{\text{уд}}^{\text{пр}}$ отнесены к $c_{\text{уд}}^{\text{т}}$ и $\mu_{n,0} = 1$.

Критерий экономичности выведения на ОИСЗ может быть использован для обоснования основных характеристик МЛА-носителя. К ним относят применяемые компоненты топлива и тип двигательных установок, массу полезной нагрузки МЛА и долю ее, возвращаемую на Землю, количество N_n , соотношение ступеней $\mu_{n,j}$, кратность повторного использования ступеней k_j , компоновку ракетных блоков в моноблочную или многоблочную (пакетную) конструкцию, применяемые способы старта и способы возвращения и посадки, способы сохранения материальной части в аварийных ситуациях и обеспечения безопасности экипажа, функциональную избыточность при выполнении основных этапов полета, определяющую живучесть МЛА, и ряд других характеристик, определяющим образом влияющих на экономичность транспортных перевозок.

Проектирование путем прямого перебора множества альтернативных вариантов, получаемых из всевозможных сочетаний технических решений только для приведенных основных характеристик МЛА, бесперспективно даже с использованием ЭВМ отдаленного будущего. Возникающие при прямом переборе затруднения с разбором большого числа вариантов определяются и процессами формализации замысла новой разработки МЛА и формализации принципиальной схемы работы МЛА, зачастую не имеющей аналога. Известно, что перечисленные процессы цели-

ком определяются творческими возможностями проектанта, его опытом и эрудицией. Поэтому умение проектанта безошибочно отобрать из множества альтернативных вариантов технически возможных МЛА конкурентоспособные по основным характеристикам варианты — решающее условие успешной разработки новой конструкции в короткие сроки за счет сокращения объема исследований и опытно-конструкторских работ.

Как правило, исходя из общего замысла новой разработки МЛА уже на стадии обоснования технического задания удается сократить рассматриваемое множество альтернативных вариантов, основываясь на выборе:

- компонентов топлива, определяемых требованиями дешевизны и наличия сырьевой базы в стране, нетоксичности, больших удельного импульса и удельного веса, ассимиляции в народном хозяйстве страны;

- основных конструктивных материалов и технологических процессов наиболее трудоемких операций изготовления, определяемых промышленной базой и освоенной технологией отрасли;

- типов двигательных установок и их размерности, вытекающих из возможностей специализированных предприятий и экспериментальной базы по производству двигателей и т. д.

В тех случаях, когда на стадии обоснования технического задания невозможно однозначно остановить выбор на какой-либо из перечисленных характеристик, в число альтернативных вариантов МЛА, подлежащих рассмотрению на стадии технических предложений, включают и отличия по указанным характеристикам.

Физический смысл критерия сравнения альтернативных вариантов технически возможных МЛА (5.10) — затраты на выведение единицы полезной нагрузки на ОИСЗ. Однако лучшее значение критерия (5.10) МЛА недостаточно, например, для рекомендации заменить существующий одноразовый носитель многоразовым при выполнении новой космической программы. Использование существующего носителя не требует затрат на его экспериментальную отработку, которые в данном случае необходимо учесть при использовании вновь разрабатываемого МЛА. Применяя формулу (5.2), запишем транспортные затраты на выполнение космической программы с использованием разрабатываемого МЛА в долях аналогичных затрат при применении эталонного, например одноразового носителя. С учетом перехода к безразмерной форме критерия:

$$\Theta = \frac{C_{\text{и.э}} N_{\text{и}} + C^{\text{р}}}{C_{\text{э.э}} N_{\text{э}} + C_{\text{э}}^{\text{р}}}, \quad (5.11)$$

где $C_{\text{и.э}}$ и $C_{\text{э.э}}$ — затраты на изготовление и эксплуатацию соответственно МЛА и эталонного носителя; $N_{\text{и}}$ и $N_{\text{э}}$ — количество МЛА и эталонных носителей для выполнения одной и той же космической программы; $C^{\text{р}}$ и $C_{\text{э}}^{\text{р}}$ — затраты на разработку и

экспериментальную отработку соответственно МЛА и эталонного носителя.

Введем следующие безразмерные параметры для сравнительного анализа:

конструктивное совершенство, характеризующее соотношение относительных полезных нагрузок эталонного носителя и соответствующего МЛА,

$$\varphi_k = \frac{\mu_{п.н}^{\Delta}}{\mu_{п.н}} = \frac{M_{п.н}^{\Delta}}{M_{01}^{\Delta}} \bigg/ \frac{M_{п.н}}{M_{01}}; \quad (5.12)$$

технологическое совершенство, характеризующее отношение удельных затрат на изготовление МЛА и соответствующих затрат на изготовление эталонного носителя,

$$\psi_k = \frac{c_{ул}^n}{c_{уд.э}^n} = \frac{C^n}{M_{01}} \bigg/ \frac{C_{\Delta}^n}{M_{01}^{\Delta}}; \quad (5.13)$$

начальные относительные затраты, характеризующие трудоемкость разработки и экспериментальной отработки МЛА до целесообразной надежности в долях затрат на изготовление эталонного носителя с одинаковой стартовой массой,

$$\chi = \frac{C^p M_{01}^{\Delta}}{C_{\Delta}^p M_{01}}. \quad (5.14)$$

С учетом разовых затрат p и кратности повторного использования материальной части k затраты на изготовление и эксплуатацию носителя запишутся так:

$$C_{\Sigma} = C^n(1 + kp). \quad (5.15)$$

Для существующего одноразового носителя, условно принятого в качестве эталонного, $C_{\Delta}^p = 0$, $k_{\Delta} = 1$, $p_{\Delta} \ll 1$, поэтому (5.11) с учетом заданного объема транспортных перевозок, определяющего число запусков эталонного носителя

$$N_{\Delta} = N_n \frac{k}{\varphi_k} \frac{M_{01}}{M_{01}^{\Delta}}, \quad (5.16)$$

примет вид

$$\Delta = \varphi_k \psi_k \left(p + \frac{1}{k} \right) + \varphi_k \frac{\chi}{k N_n}. \quad (5.17)$$

Из (5.17) следует, что экономичность транспортных операций пропорциональна конструктивному совершенству φ_k . Первый член (5.17) определяется разовыми затратами и амортизацией материальной части, второй член — затратами на создание МЛА, отнесенными к одному запуску. Вводя понятие обобщенных разовых затрат

$$p_0 = p + \frac{1}{k}, \quad (5.18)$$

отметим их слабую зависимость от кратности повторного использования материальной части после некоторого значения k (рис. 5.13).

Экономически оправдано создание МЛА для рассматриваемой космической программы при выполнении неравенства $\Delta < 1$ или (при заданном значении Δ) выполнении программы грузоперевозок, требующей количества МЛА

$$N_n \gg \frac{\varphi_k}{k} \frac{\chi}{\Delta - \varphi_k \psi_k p_0}. \quad (5.19)$$

Знак положительный у знаменателя определяет области экономически целесообразных проектных параметров МЛА. На рис. 5.14 приведены указанные области, ограниченные:

снизу значением $\varphi_k = 1$, поскольку конструктивное совершенство МЛА должно быть хуже конструктивного совершенства одноразового носителя, так как на МЛА должны устанавливаться бортовые системы возврата и посадки ступеней;

слева значением $\psi_k = 1$, поскольку технологическое совершенство МЛА должно быть хуже технологического совершенства одноразового носителя в силу дополнительных функций, связанных с многократным использованием (средства теплозащиты, посадки и т. д.);

сверху значением $\Delta = 1$, за пределами которого создание МЛА для рассматриваемой программы грузоперевозок влечет только дополнительные затраты.

В пределах области экономически выгодных сочетаний параметров МЛА лучшие из сравниваемых вариантов располагаются ближе к началу координат. Отмеченная закономерность позволяет оценить экономичность одноступенчатых МЛА. Конструктивное совершенство одноступенчатого МЛА не только хуже одноразового носителя, но и хуже двухступенчатого МЛА (см. гл. 4.). Техно-

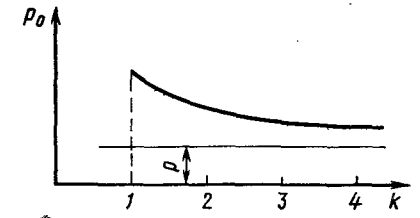


Рис. 5.13. Зависимость обобщенных разовых затрат p_0 от кратности k повторного использования МЛА

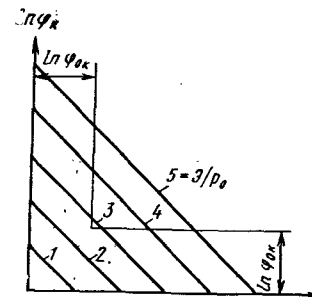


Рис. 5.14. Области экономически выгодных сочетаний основных проектных параметров МЛА: φ_k и ψ_k — параметры конструктивного и технологического совершенства; φ_{0k} и ψ_{0k} — минимальные значения этих же параметров для одноступенчатого носителя; 1, 2, ..., 5 — отношение критерия экономичности к обобщенным разовым затратам Δ/p_0

логическое совершенство одноступенчатого МЛА также хуже в силу необходимости устанавливать теплозащиту на всех конструктивных элементах, а не только на орбитальной ступени, как это имеет место у двухступенчатых МЛА. Другими словами, нижняя и левая границы области технически реализуемых параметров для одноступенчатых МЛА сдвигаются до значений $\varphi_k = \varphi_{ок}$ и $\psi_k = \psi_{ок}$, в результате чего теряются наиболее выгодные значения Θ (см. рис. 5.14). Таким образом, при одинаковых конструкторских и технологических решениях одноступенчатый МЛА по экономичности будет уступать двухступенчатому МЛА, даже если он технически реализуем.

При поиске варианта МЛА с лучшим сочетанием проектных параметров по экономичности транспортных перевозок полезно соотношение

$$\frac{\Delta \Theta}{\Theta} = \frac{\Delta \varphi_k}{\varphi_k} + \frac{\Delta \psi_k}{\psi_k} + \frac{\Delta p_0}{p_0}, \quad (5.20)$$

которое вытекает из выражения

$$\Theta = \varphi_k \psi_k p_0. \quad (5.21)$$

Выражения, аналогичные (5.20), могут быть записаны и для других критериев оценки качества МЛА, а не только для критерия суммарных транспортных затрат.

При необходимости критерии качеств МЛА могут быть записаны с учетом условий выведения на ОИСЗ, например с условием достижения заданной орбитальной скорости (см. гл. 3):

$$v_k = - \sum_{j=1}^N c_j \ln \mu_{kj} - v_{пот}. \quad (5.22)$$

В частности, минимум критерия экономичности (5.10) с указанным условием может использоваться при определении целесообразного количества ступеней для МЛА, их соотношений и т. д.

Условный характер минимума критерия экономичности выведения на ОИСЗ отразим, записав (5.10) с использованием неопределенного множителя Лагранжа λ :

$$\ln \tilde{c}_{yL} = \ln \left\{ \sum_{j=1}^N \left[\left(\frac{\tilde{c}_{yL}^{кон}}{k_j} + \tilde{c}_{yL}^{рв} \right) (\mu_{kj} - \mu_{п.нj}) + (1 - \mu_{kj}) \right] \prod_{i=0}^{j-1} \mu_{п.нi} \right\} - \sum_{j=1}^N \ln \mu_{п.нj} + \lambda \left(v_k + \sum_{j=1}^N c_j \ln \mu_{kj} + v_{пот} \right), \quad (5.23)$$

где логарифмирование критерия экономичности (по смыслу положительной величины) упрощает запись.

Первое слагаемое (5.23) отражает затраты на запуск МЛА с учетом кратности повторного использования материальной части и регламентно-восстановительных работ, зависящих от проектных

параметров. Второе слагаемое (5.23) отражает величину полезного груза МЛА, доставляемого на ОИСЗ.

В тех случаях, когда затраты на запуск МЛА слабо зависят от проектных параметров (например, в основном определяются стоимостью услуг космодрома), первый член (5.23) можно считать постоянным. Минимум критерия (5.23) при этом означает выбор параметров МЛА с наибольшей относительной массой полезного груза.

5.2. ВЫБОР КОЛИЧЕСТВА И СООТНОШЕНИЯ СТУПЕНЕЙ МНОГОРАЗОВЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Разбор факторов, влияющих на выбор количества и соотношения ступеней транспортной системы, начнем с простейшего случая, когда затраты на выполнение запуска слабо зависят от проектно-конструкторских параметров и критерий экономичности выведения на ОИСЗ:

$$\ln \tilde{c}_{yL} = \ln C - \sum_{j=1}^N \ln \mu_{п.нj} + \lambda \left(v_k + \sum_{j=1}^N c_j \ln \mu_{kj} + v_{пот} \right). \quad (5.24)$$

Условия минимума критерия по соотношениям ступеней при допущении о неизменности потерь на гравитацию, аэродинамическое сопротивление и противодавление атмосферы

$$\frac{\partial \ln \tilde{c}_{yL}}{\partial \mu_{п.нj}} = - \frac{1}{\mu_{п.нj}} + \lambda \frac{c_j}{\mu_{kj}} \frac{\partial \mu_{kj}}{\partial \mu_{п.нj}} = 0, \quad (j=1, \dots, N) \quad (5.25)$$

$$\frac{\partial \ln \tilde{c}_{yL}}{\partial \lambda} = v_k + \sum_{j=1}^N c_j \ln \mu_{kj} + v_{пот} = 0. \quad (5.26)$$

С учетом (2.35)

$$\frac{\partial \mu_{kj}}{\partial \mu_{п.нj}} = 1 - \alpha_j$$

и

$$\lambda = \frac{\mu_{п.н1} (1 - \alpha_1) + \alpha_1 + \beta_1 n_1}{c_1 \mu_{п.н1} (1 - \alpha_1)} = \frac{\mu_{п.н2} (1 - \alpha_2) + \alpha_2 + \beta_2 n_2}{c_2 \mu_{п.н2} (1 - \alpha_2)} = \dots \quad (5.27)$$

В случае равных характеристик ступеней, т. е. $c_1 = c_2 = \dots$;

$$\alpha_1 = \alpha_2 = \dots = \alpha_1 = \alpha_2 = \alpha; \quad \beta_1 = \beta_2 = \dots = \beta \text{ и } n_1 = n_2 = \dots = n,$$

$$\frac{\alpha + \beta n}{\mu_{п.н1}} = \frac{\alpha + \beta n}{\mu_{п.н2}} = \dots \quad (5.28)$$

Следовательно, равные соотношения ступеней $\mu_{п.н1} = \mu_{п.н2} = \dots = \mu_{п.н}$ обеспечивают минимум критерия (5.24) или, что то же, мак-

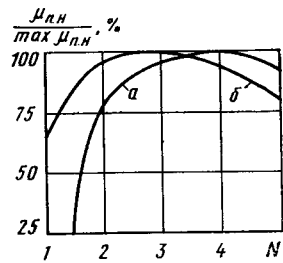


Рис. 5.15. Влияние количества ступеней N на относительную полезную нагрузку МЛА $\mu_{п.н}/(\max \mu_{п.н})$:
 α — при $\mu_{\Sigma} = 0,125$; $\alpha_{т.о} = 0,10$; $\alpha_{\sigma} = 0,02$; $\alpha_{с.у} = 0,020$;
 $\beta = 0,015$; $n = 0,8$; β — при $\mu_{\Sigma} = 0,250$ и неизменных прочих характеристиках

сумму относительной массы полезной нагрузки

$$\mu_{п.н} = \frac{M_{п.н}}{M_{01}} = \sum_{j=1}^N \mu_{п.н,j} = \mu_{п.н}^N.$$

Используя (2.35) применительно к оговоренным условиям

$$\mu_{п.н} = \frac{1}{1-\alpha} \left(\mu_{\Sigma}^{\frac{1}{N}} - \alpha - \beta n \right),$$

где $\mu_{\Sigma}^{\frac{1}{N}}$ — относительная конечная масса отдельной ступени

$$\mu_{\Sigma}^{\frac{1}{N}} = \exp \left(-\frac{v_k + v_{\text{от}}}{cN} \right).$$

Таким образом, функция

$$\mu_{п.н} = \left(\frac{\mu_{\Sigma}^{\frac{1}{N}} - \alpha - \beta n}{1 - \alpha} \right)^N \quad (5.29)$$

устанавливает связь между количеством ступеней транспортной системы и относительной массой полезной нагрузки. Отметим, что функция (5.29) после некоторого предела всегда убывает с увеличением числа N . Действительно, $\mu_{\Sigma}^{\frac{1}{N}} \rightarrow 1$ при $N \rightarrow \infty$ и выражение в скобках всегда меньше единицы.

На рис. 5.15 показано влияние количества ступеней на относительную массу полезной нагрузки в соответствии с функцией (5.29) в зависимости от относительной конечной массы μ_{Σ} .

Выявим тенденцию изменения количества ступеней транспортной системы, определяемую затратами, зависящими от проектных параметров [первый член (5.23)]. Принимая в первом приближении

$$\mu_{к,j} - \mu_{п.н,j} = \mu_{\Sigma}^{\frac{1}{N}} - \mu_{п.н}^{\frac{1}{N}}$$

$$\ln \left\{ \sum_{j=1}^N \left[\left(\frac{\tilde{c}_{уд}^{\text{кон}}}{k_j} + \tilde{c}_{уд}^{\text{рв}} \right) (\mu_{к,j} - \mu_{п.н,j}) + (1 - \mu_{к,j}) \right] \prod_{i=0}^{j-1} \mu_{п.н,i} \right\} =$$

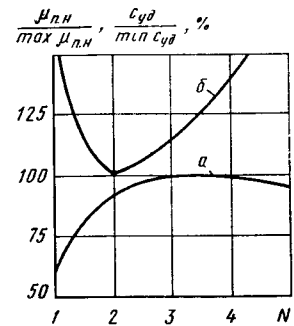


Рис. 5.16. Влияние количества N ступеней МЛА на относительную полезную нагрузку $\mu_{п.н}/(\max \mu_{п.н})$ и относительные удельные затраты выведения ИСЗ $c_{уд}/\min c_{уд}$:
 α — изменение $\mu_{п.н}/(\max \mu_{п.н})$ в зависимости от количества ступеней при $\mu_{\Sigma} = 0,125$; $\alpha_{т.о} = 0,05$; $\alpha_{\sigma} = 0,01$; $\beta = 0,015$; $n = 1,2$; β — изменение $c_{уд}/\min c_{уд}$ в зависимости от количества ступеней при тех же характеристиках ракеты-носителя

$$= \ln \left[\left(\frac{\tilde{c}_{уд}^{\text{кон}}}{k} + \tilde{c}_{уд}^{\text{рв}} \right) \left(\mu_{\Sigma}^{\frac{1}{N}} - \mu_{п.н}^{\frac{1}{N}} \right) + \left(1 - \mu_{\Sigma}^{\frac{1}{N}} \right) \right] + \ln \left(1 + \mu_{п.н}^{\frac{1}{N}} + \mu_{п.н}^{\frac{2}{N}} + \dots + \mu_{п.н}^{\frac{N-1}{N}} \right), \quad (5.30)$$

убеждаемся в возрастании выражения (5.30) с увеличением количества ступеней N , поскольку при практически неизменном $\mu_{п.н}$ в окрестностях оптимального количества ступеней сумма геометрической прогрессии под знаком логарифма растет:

$$1 + \mu_{п.н}^{\frac{1}{N}} + \mu_{п.н}^{\frac{2}{N}} + \dots = \frac{1 - \mu_{п.н}^{\frac{1}{N}}}{1 - \mu_{п.н}^{\frac{1}{N}}}.$$

Следовательно, лучшая экономичность МЛА будет реализована при меньшем числе ступеней, чем это необходимо для достижения максимальной относительной массы полезной нагрузки. На рис. 5.16 показано влияние количества ступеней на относительную полезную нагрузку и на удельные затраты выведения на ОИСЗ. Из зависимостей следует, что экономичность носителя неизменной стартовой массы с количеством ступеней более двух снижается несмотря на возрастание полезной нагрузки. Это имеет очевидное физическое объяснение — с увеличением количества ступеней возрастает относительная масса конструкции за счет снижения массы топлива, и поскольку удельные затраты на конструкцию существенно превышают затраты на топливо, возрастание общих затрат на запуск опережает прирост полезной нагрузки.

Воспользуемся зависимостями (5.23) — (5.27) для анализа влияния совершенства конструкции и двигателей ракетных блоков, а также кратности повторного их использования на соотношения ступеней МЛА.

Из (5.27) следует, что при увеличении скорости истечения (удельного импульса) у двигателей одного из блоков и прочих характеристиках одинаковых у всех блоков целесообразно увеличить долю скорости, сообщаемую рассматриваемым блоком, путем уменьшения его относительной конечной массы и, соответственно,

относительной нагрузки:

$$\frac{1}{c_1} \left(1 + \frac{\alpha + \beta n}{\mu_{п.н1}(1-\alpha)} \right) = \frac{1}{c_2} \left(1 + \frac{\alpha + \beta n}{\mu_{п.н2}(1-\alpha)} \right).$$

Аналогично облегчение конструкции ракетного блока, приводящее к уменьшению α_j , или облегчение двигательной установки, сопровождаемое уменьшением β_j , также делают целесообразным увеличение доли прироста скорости для рассматриваемого блока путем уменьшения $\mu_{п.нj}$.

Многоразовое использование конструкции ракетного блока уменьшает амортизационные отчисления $\tilde{c}_{уд}^{\text{кон}}/k_j$, поэтому целесообразно увеличивать стартовую массу спасаемого блока и, следовательно, долю прироста скорости с использованием спасаемых блоков при соответствующем уменьшении массы одноразовых ракетных блоков, стоимость которых целиком входит в затраты на запуск МЛА.

В качестве примера рассмотрим двухступенчатый МЛА с кислородно-керосиновым топливом на первой ступени и кислородно-водородным топливом на второй ступени и характеристиками ракетных блоков, примерно соответствующими характеристикам первой и второй ступеней американского носителя «Сатурн-V». Первая ступень оснащена парашютно-реактивной системой спасения с относительной массой средств приземления $a_{с1}=0,15$ и кратностью повторного использования $k_1=25$, а вторая ступень — одноразовая. Пренебрегая стоимостью компонентов топлива и регламентно-восстановительных работ зависимость (5.23) запишем в виде

$$-\ln \mu_{п.н} = -\ln \mu_{п.н1} - \ln \mu_{п.н2} + \lambda(9200 + c_1 \ln \mu_{к1} + c_2 \ln \mu_{к2}). \quad (5.31)$$

для анализа относительной массы полезной нагрузки и

$$\ln \tilde{c}_{ха} = \ln \tilde{c}_{уд}^{\text{кон}} + \ln \left[\frac{\mu_{к1} - \mu_{п.н1}}{k_1} + (\mu_{к2} - \mu_{п.н2}) \mu_{п.н1} \right] - \ln \mu_{п.н1} - \ln \mu_{п.н2} + \lambda^*(9200 + c_1 \ln \mu_{к1} + c_2 \ln \mu_{к2}) \quad (5.32)$$

для анализа удельных затрат выведения на ОИСЗ.

На рис. 5.17 нанесены зависимости критериев (5.31) и (5.32) от соотношения ступеней $\mu_{п.н1} = \mu_{01}/\mu_{02}$, из которых следует, что экономичный носитель реализуется при $\mu_{п.н1} = 0,07$, а носитель минимальной стартовой массы — при $\mu_{п.н1} = 0,23$. Экономичность многократного носителя минимальной стартовой массы при $\mu_{п.н1} = 0,23$ примерно вдвое хуже возможной, а относительная полезная нагрузка, выводимая наиболее экономичным носителем при $\mu_{п.н1} = 0,07$, на 30% меньше возможной.

В практике проектных разработок выбор проектных параметров МЛА основывается, как правило, на компромиссных решениях. В данном примере, подчиняя выбор соотношения ступеней основному требованию к МЛА — экономичности, можно остановиться на значении для соотношения ступеней $\mu_{п.н1} = 0,10$. При этом кри-

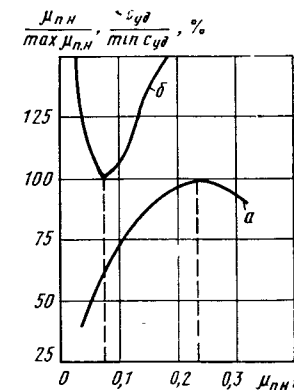


Рис. 5.17. Влияние соотношения стартовых масс ступеней МЛА $\mu_{п.н1}$ на относительную полезную нагрузку $\mu_{п.н}$ и относительные удельные затраты $c_{уд}$ выведения на ОИСЗ:
а — $\mu_{п.н} / \max \mu_{п.н}$ при $\mu_{\Sigma} = 0,086$; $a_{т.01,2} = 0,040$; $\gamma_{1,2} = 0,015$; $n_{1,2} = 2,0$; $c_1 = 3300$ м/с; $c_2 = 4400$ м/с; $a_{с1} = 0,15$; $k_1 = 25$; $k_2 = 1$; б — $c_{уд} / \min c_{уд}$ при тех же характеристиках ракеты-носителя

терий экономичности $\tilde{c}_{уд}$ ухудшается всего на 5%, что в пределах погрешностей знания исходных данных, а стартовая масса носителя облегчается почти на 25%.

5.3. ВЫБОР СПОСОБА СТАРТА

И ТИПА РАЗГОННЫХ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК

Старт МЛА может осуществляться различными способами. На рис. 5.1, 5.3, 5.5 и 5.9 показаны различные конструктивные схемы МЛА с вертикальным способом старта, аналогичным старту межконтинентальных баллистических ракет. Особенностью вертикального способа старта является использование силы тяги разгонных двигательных установок для преодоления гравитации и аэродинамического сопротивления. Аэродинамическую подъемную силу на участке больших скоростных напоров, как правило, в полной мере использовать нецелесообразно. Возникающие при этом дополнительные нагрузки утяжеляют конструкцию МЛА в большей степени, чем сокращается расход топлива вследствие компенсации сил гравитации аэродинамической подъемной силой. Поэтому такие крупные ракеты-носители, как «Сатурн-V», «космический челнок» и другие, оснащаются специальными системами ограничения поперечных перегрузок в полете, устанавливающими продольную ось во флюгерное положение относительно набегающего потока воздуха и таким образом отслеживающими направление и величину ветра в районе старта. На рис. 5.18 приведены типичные участки траектории полета МЛА с вертикальным способом старта. Там же условно в координатах скорость — высота очерчены границы, ниже которых полет МЛА недопустим либо вследствие чрезмерных скоростных напоров (нагрузок) либо чрезмерного нагрева конструкции. В общем случае граница минимально допустимой высоты полета МЛА определяется неравенством

$$p v^a \leq C_a, \quad (5.33)$$

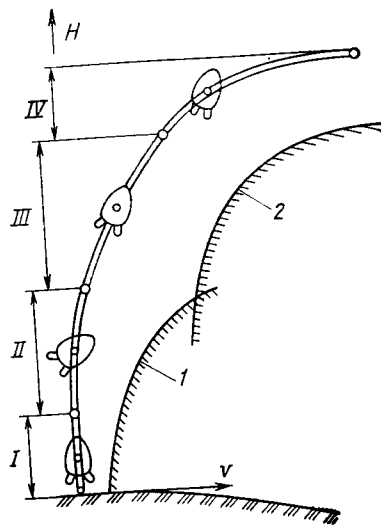


Рис. 5.18. Характерные участки траектории полета МЛА с вертикальным способом старта:

I — вертикальный полет в течение 5–10 с до высоты 100–100 м; II — участок нарастания скоростных напоров ($H < 10 \dots 15$ км, $v \approx 500 \dots 700$ м/с, $t \approx 50$ с); III — участок с заметным влиянием атмосферы ($H < 50$ км, $v \approx 3000$ м/с, $t \approx 120$ с); IV — внеатмосферный участок; I — граница допустимого скоростного напора в координатах скорости v и высоты полета H ; 2 — граница допустимого теплопритока

сотных стартовых сооружений. На участке дозвукового полета — участке II — формируется наклон траектории, определяющий движение на всем атмосферном отрезке активного участка МЛА — участке I — III. Максимальный скоростной напор достигается на участке III, где движение происходит с практически нулевым расчетным углом атаки. Несмотря на многие требования, предъявляемые к траектории движения МЛА на атмосферной части активного участка, наклон вектора скорости θ , а вместе с ним практически и наклон вектора тяги ϑ могут быть с достаточной для проектных оценок точностью аппроксимированы зависимостью

$$\theta \approx \vartheta = \arcsin \mu. \quad (5.37)$$

На рис. 5.19 показаны типичная и аппроксимирующая зависимости для углов θ и ϑ . Участок движения МЛА за пределами плотных слоев атмосферы — участок IV — в меньшей степени отражает специфические особенности вертикального старта. Можно рассматривать участок IV с одинаковыми особенностями как для вертикального, так и для горизонтального и наклонного способов старта. Отличительной особенностью этого участка является

где a — показатель степени, отражающий физический смысл ограничения ($a=2$ при ограничении на скоростной напор, $a=3$ при ограничении на тепловой приток и т. д.).

Дифференцируя (5.33)

$$\frac{\dot{\rho}}{\rho} + a \frac{\dot{v}}{v} \leq 0 \quad (5.34)$$

и учитывая почти экспонентный закон изменения плотности с высотой

$$\rho = \rho_0 \exp(-\beta_0 H), \quad (5.35)$$

получаем дифференциальное соотношение для определения минимально допустимой высоты полета

$$\frac{dH}{dt} = \frac{av}{\beta_0 v} \quad (5.36)$$

и начальные условия при

$$H=0, \quad v_0 = (C_a / \rho_0)^{\frac{1}{a}}.$$

На I участке траектории МЛА — участке вертикального подъема — достигается высота порядка 100 м, необходимая для маневрирования за пределами вы-

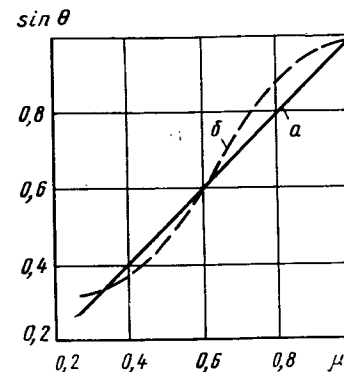


Рис. 5.19. Зависимость наклона траектории вертикально стартующих МЛА для проектных расчетов начального приближения:

a — аппроксимирующая зависимость $\sin \theta = \mu$; b — типичная для реальных МЛА зависимость $\sin \theta = f(\mu)$

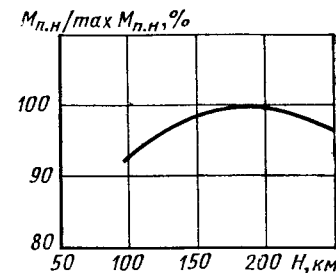


Рис. 5.20. Изменение относительной полезной нагрузки в зависимости от высоты круговой орбиты ИСЗ

управление наклоном вектора тяги в соответствии с линейной функцией

$$\vartheta = \vartheta_0 + \dot{\vartheta} t \quad (5.38)$$

для обеспечения наибольшей полезной нагрузки (см. гл. 3).

Постоянные ϑ_0 и $\dot{\vartheta}$ подбираются из условий обеспечения в конце активного участка МЛА заданного наклона траектории θ_k (обычно 0) и заданной высоты H_k . Высота выведения существенно влияет на величину полезной нагрузки: для конкретного МЛА наибольшая полезная нагрузка может быть выведена на вполне определенную высоту круговой орбиты (рис. 5.20).

Снижение полезной нагрузки МЛА при уменьшении высоты выведения определяется ростом потерь на аэродинамическое сопротивление, а при увеличении высоты выведения — ростом потерь на преодоление гравитации. Укажем также на необходимость выбора тяговооруженности на участке IV с учетом предполагаемой высоты выведения. Так, равенство (5.38) при выполнении краевых условий $\theta = \theta_k$ и $H = H_k$ будет иметь различные коэффициенты ϑ_0 и $\dot{\vartheta}$ в зависимости от начальной перегрузки n . Следовательно, углы между вектором скорости и вектором тяги на участке IV зависят от начальных перегрузок и наибольшая полезная нагрузка в первом приближении будет при начальной перегрузке, для которой тяга и вектор скорости вдоль траектории наиболее близки по направлению.

Итак, установив, что для вертикального способа старта характерны участки I—III, и исходя из критерия экономичности МЛА (5.23) запишем выражение для оценки полезной нагрузки и затрат

при достижении скорости $v_{III} \approx 3000$ м/с применительно к вертикальному способу старта в виде

$$v_{III} = -c \ln \mu_k - v_g - v_{cx} - v_p,$$

где потери на аэродинамическое сопротивление v_{cx} и на противодействие атмосферы v_p , в сумме составляющие $v_{cx,p} = 300 \pm \pm 100$ м/с, будем считать постоянными в диапазоне целесообразных начальных перегрузок; потери на тяготение с учетом (5.37) запишем в виде

$$v_g = \int_0^t g_0 \sin \theta dt = -\frac{c}{n} \int_1^{\mu_k} \mu d\mu = -\frac{c}{2n} (\mu_k^2 - 1). \quad (5.39)$$

Переходя к безразмерной величине скорости $\bar{v} = v/c$ для сравнительных оценок вертикального способа старта, получаем

$$\bar{v}_{III} = -\ln \mu_k + \frac{\mu_k^2 - 1}{2n} - \bar{v}_{cx,p} \quad (5.40)$$

и

$$\mu_{п.н} = \frac{1}{1 - \alpha} (\mu_k - \alpha - \beta n).$$

На рис. 5.2, 5.4 и 5.7 показаны конструктивные схемы МЛА с горизонтальным и наклонным способами старта, имеющие развитые несущие поверхности в виде крыльев с теплозащитой. Из основных особенностей горизонтального и наклонного способов стартов отметим:

использование аэродинамической подъемной силы для преодоления гравитации, причем потребная тяга двигателей уменьшается с увеличением аэродинамического качества МЛА;

движение МЛА вдоль границы минимально допустимой высоты полета, определяемой условиями реализации максимально возможного аэродинамического качества.

На рис. 5.21 приведены типичные участки траектории полета МЛА с горизонтальным или наклонным способом старта. На I участке траектории горизонтально стартующего МЛА развивается скорость, необходимая для отрыва от Земли ~ 360 км/ч или 100 м/с. Орыв от Земли производится с максимально возможной подъемной силой, т. е. при аэродинамическом качестве, меньшем максимального. На участке II — участке практически горизонтального разгона — скорость возрастает до достижения скоростного напора, а аэродинамическое качество — до максимально возможного. Следующий участок траектории характеризуется полетом с максимальным аэродинамическим качеством и при предельно допустимом скоростном напоре; к моменту достижения скорости ≈ 3000 м/с высота обычно не должна быть ниже 40 км. На IV участке траектории активного полета горизонтально стартующего МЛА минимальная высота полета определяется допустимым нагревом конструкции.

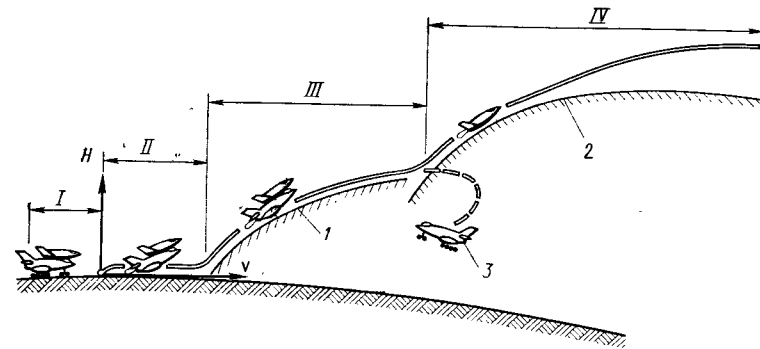


Рис. 5.21. Характерные участки траектории МЛА с горизонтальным способом старта:

I — разгон до скорости отрыва $v \approx 100$ м/с; II — разгон до достижения допустимого скоростного напора ($v \approx 250$ м/с); III — разгон до скорости $v \approx 3000$ м/с и $H \approx 65$ км с допустимым скоростным напором; IV — разгон до космической скорости с допустимым теплопритоком; 1 — граница допустимого скоростного напора в координатах скорости v и высоты H полета; 2 — граница допустимого теплопритока; 3 — возвращение разгонной ступени

Поддержание температуры в допустимых пределах на конструкции несущих поверхностей в условиях полета на IV участке требует специфической теплозащиты, установка которой заметно снижает полезную нагрузку. Так, корабль «Космический челнок» (см. табл. 5.2), при возвращении движущийся в условиях, сходных с рассматриваемыми, оснащается несущими поверхностями с теплозащитой общей массой свыше 15% от полетной массы, и при этом обеспечивается максимально возможное аэродинамическое качество менее $K_a \leq 5,0$. Следовательно, потенциально возможно сокращение потерь скорости на преодоление гравитации [см. (5.39)] до значения v_g/K_a , но при этом соответствующее увеличение полезной нагрузки при горизонтальном способе старта должно оцениваться обязательно с учетом утяжеления конструкции МЛА за счет установки крыльев и теплозащиты.

Для сравнительной оценки полезной нагрузки и затрат при горизонтальном способе старта МЛА с аналогичными критериями при вертикальном способе старта должны учитываться как гравитационные, так и аэродинамические потери скорости. Потери могут быть оценены при следующих допущениях:

аэродинамическое качество максимально на всех участках полета горизонтально стартующего МЛА;

тяга двигателя горизонтальна и не зависит от высоты полета.

Дифференциальные уравнения движения летательного аппарата в атмосфере

$$M \frac{dv}{dt} = P - X; \quad M \frac{d^2 H}{dt^2} = Y - G, \quad (5.41)$$

где $P = nG_0 = ng_0 M_0$ — тяга; $M = \mu M_0$ — масса; $X = Y/K_a$ — сопротивление; K_a — принятое аэродинамическое качество.

Скорость полета v определяется из выражения, полученного из (5.41):

$$\frac{dv}{dt} = \frac{g_0 n}{\mu} - \frac{g_0}{K_a} - \frac{1}{K_a} \frac{d}{dt} (\dot{H}).$$

Ограничение по минимальной высоте полета (5.34) учитывает третий член правой части равенства. Переходя к независимой переменной $\mu = 1 - g_0 n t / c$ и к безразмерной записи для скорости $\bar{v} = v/c$, получаем

$$\frac{d\bar{v}}{d\mu} = -\frac{1}{\mu} + \frac{1}{nK_a} + \frac{1}{g_0 n K_a} \frac{d}{dt} \left(\frac{a\dot{v}}{\beta v} \right).$$

Второй член правой части — потери на гравитацию и аэродинамическое сопротивление. Третий член правой части определяет потери ускорения на изменение высоты полета. Можно убедиться, что третий член на порядок меньше второго и им для целей проектных оценок можно пренебречь при типичных условиях полета МЛА. Дифференциальное уравнение

$$\frac{d\bar{v}}{d\mu} = -\frac{1}{\mu} + \frac{1}{nK_a} \quad (5.42)$$

интегрируется в пределах от $\mu = 1$ до $\mu = \mu_k$:

$$\bar{v}_k = -\ln \mu_k + \frac{\mu_k - 1}{nK_a}. \quad (5.43)$$

Относительная конечная масса горизонтально стартующего МЛА μ_k и относительная полезная нагрузка $\mu_{п.н}$ связаны выражением [по аналогии с (2.35)]

$$\mu_k = \mu_{п.н} (1 - \alpha_{т.о}) + \alpha + \beta n_0, \quad (5.44)$$

где $\alpha = \alpha_{т.о} + \alpha_{с.у.н}$ включает относительную массу несущих поверхностей с теплозащитой, зависящую от условия движения на IV участке траектории.

Выберем начальную перегрузку для горизонтально стартующего МЛА из условия наибольшей полезной нагрузки при заданной скорости, или, что то же, наибольшей скорости при фиксированной полезной нагрузке. Дифференцируя (5.43) и приравнявая нулю

$$\frac{d\bar{v}}{dn_0} = \left(\frac{1}{n_0 K_a} - \frac{1}{\mu_k} \right) \frac{d\mu_k}{dn_0} - \frac{\mu_k - 1}{n_0^2 K_a} = 0,$$

а также учитывая (5.44), имеем $\frac{d\mu_k}{dn} = \beta$.

Тогда

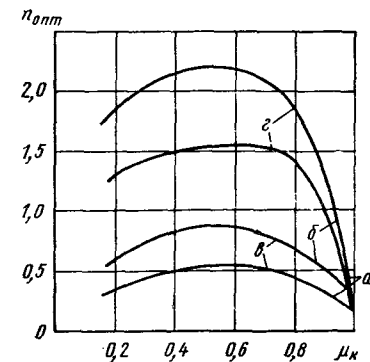
$$n_0 = \frac{\mu_k}{2K_a} \left(1 + \sqrt{1 + \frac{4K_a}{\beta} \frac{1 - \mu_k}{\mu_k}} \right). \quad (5.45)$$

На рис. 5.22 приведена оптимальная тяговооруженность горизонтально стартующих МЛА в зависимости от аэродинамического качества, относительной массы двигательной установки и относительной конечной массы.

Относительно высокая начальная перегрузка горизонтально стартующих МЛА с ЖРД ($\beta = 0,01$) определяется сокращением

Рис. 5.22. Зависимость оптимальной начальной перегрузки $n_{опт}$ от аэродинамического качества K_a , относительной массы двигателя β и относительной конечной массы μ_k для горизонтально стартующего МЛА:

$a - K_a = 10$; $b - K_a = 5$; $c - \beta = 0,10$; $d - \beta = 0,01$



потерь на гравитацию и аэродинамическое сопротивление с уменьшением продолжительности активного участка. Естественно рассмотрение на горизонтально стартующем МЛА воздушно-реактивных двигателей (ВРД) с целью улучшения характеристик ЛА за счет использования атмосферы в качестве одного из компонентов топлива и рабочего тела для создания реактивной тяги. Однако формулы (5.43) и (5.45) не могут быть использованы для оценок МЛА с ВРД, поскольку не учитывается изменение тяги в зависимости от высоты и скорости полета, принципиально свойственное ВРД. При фиксированной скорости полета изменение тяги ВРД с возрастанием высоты полета примерно пропорционально расходу воздуха через двигатель или относительной плотности $\bar{\rho}$. С увеличением скорости полета расход воздуха через двигатель, как правило, увеличивается. Однако растут и потери в диффузоре и температура заторможенного воздуха, что уменьшает его допустимый подогрев в камере сгорания, и практически, к скорости 2000 м/с тяга ВРД уменьшается до нуля.

Не останавливаясь на характеристиках конкретных схем двигателей для сравнительных оценок горизонтально стартующих МЛА с ВРД, примем удельную тягу и тягу неизменными по скорости до 2000 м/с и изменение начальной перегрузки с высотой

$$n = \frac{P}{G_0} = n_0 \bar{\rho}. \quad (5.46)$$

При полете МЛА с ВРД по границе минимальной высоты из условия допустимых скоростных напоров (5.33) изменение перегрузки n в зависимости от скорости

$$n = n_0 (v/v_0)^{-2}, \quad (5.47)$$

где v_0 — скорость у земли, соответствующая допустимому скоростному напору.

Дифференциальное уравнение движения (5.42) для МЛА с ВРД

$$\frac{d\bar{v}}{d\mu} = -\frac{1}{\mu} + \frac{f(\bar{v})}{n_0 K_a}, \quad (5.48)$$

где $f(\bar{v}) = \begin{cases} 1 & \text{при } v < v_0, \\ (\bar{v}/v_0)^2 & \text{при } v \geq v_0. \end{cases}$

Интегрируя (5.48)

$$\bar{v}_k = - \int_1^{\mu_k} \frac{d\mu}{\mu} + \int_1^{\mu_0} \frac{d\mu}{n_0 K_a} + \int_{\mu_0}^{\mu_k} \frac{\bar{v}^2}{n_0 K_a \bar{v}_0^2} d\mu,$$

учтем, что третье слагаемое — потери скорости на гравитацию и аэродинамическое сопротивление — составляет $\approx 10\%$ общего прироста скорости. Поэтому допустимо принять

$$\bar{v}_0 \simeq -\ln \mu_0 \simeq (1 - \mu_0) + \dots; \quad \bar{v}^2 = \ln^2 \mu \simeq (1 - \mu)^2 + \dots$$

$$\text{и} \quad \bar{v}_k = -\ln \mu_k - \frac{3}{2} \frac{\bar{v}_0}{n_0 K_a} - \frac{(1 - \mu_k)^3}{3 n_0 K_a \bar{v}_0^2}. \quad (5.49)$$

Итак, сравнительные оценки способов старта определяются следующими выражениями:

для вертикально стартующего МЛА с ЖРД

$$\bar{v}_k = -\ln \mu_k - \frac{1 - \mu_k^2}{2 n_0};$$

для горизонтально стартующего МЛА с ЖРД

$$\bar{v}_k = -\ln \mu_k - \frac{1 - \mu_k}{n_0 K_a}; \quad (5.50)$$

для горизонтально стартующего МЛА с ВРД

$$\bar{v}_k = -\ln \mu_k - \frac{2 \bar{v}_0}{3 n_0 K_a} - \frac{(1 - \mu_k)^3}{3 n_0 K_a \bar{v}_0^2},$$

где массовые, а следовательно, и стоимостные характеристики ступеней связаны соотношением

$$\mu_k = \mu_{n,n} (1 - \alpha_{т.о}) + \alpha + \beta n_0;$$

В выражениях (5.50) не определены начальные перегрузки n_0 . Для вертикально стартующего МЛА с ЖРД целесообразная начальная перегрузка известна из статистики ($n_0 = 1,3 \dots 1,6$). Для горизонтально стартующего МЛА с ЖРД начальная перегрузка получена из условия максимальной скорости при фиксированной полезной нагрузке [см. (5.45)]

$$n_0 = \frac{\mu_k}{2 K_a} \left(1 + \sqrt{1 + \frac{4 K_a (1 - \mu_k)}{\beta \mu_k}} \right).$$

Для МЛА с ВРД, дифференцируя третье равенство (5.50)

$$\frac{d \bar{v}_k}{d n_0} = \left(\frac{(1 - \mu_k)^2}{n_0 K_a \bar{v}_0^2} - \frac{1}{\mu_k} \right) \frac{d \mu_k}{d n_0} + \frac{2 \bar{v}_0}{3 n_0^2 K_a} + \frac{(1 - \mu_k)^3}{3 n_0^2 K_a \bar{v}_0^2} = 0$$

и учитывая, что $\frac{d \mu_k}{d n_0} = \beta$, получаем

$$n_0 = \frac{\mu_k}{2 K_a} v^2 \left(1 + \sqrt{1 + \frac{4 K_a (1 - \mu_k)}{3 \beta \mu_k v^2} \left(1 + \frac{2}{v^3} \right)} \right), \quad (5.51)$$

где $v = \frac{1 - \mu_k}{1 - \mu_0}$ и $\bar{v}_0 = 1 - \mu_0$.

При $v=1$ выражения (5.45) и (5.51) совпадают, но для практически важных случаев $v > 1$ целесообразная начальная перегрузка у земли МЛА с ВРД должна быть больше, чем у МЛА с ЖРД; из (5.51) следует, что n_0 растет почти пропорционально v^2 .

Но из (5.44) видно, что начальная перегрузка МЛА с ВРД не может возрастать беспредельно, ибо при $\bar{n}_0 = \beta^{-1}$ полезная нагрузка заведомо отсутствует. Реально допустимая начальная перегрузка меньше.

Исходя из назначения МЛА-носителя — обеспечение заданной скорости с наибольшей массой полезной нагрузки начальная перегрузка и соответствующая скорость разгона на ВРД должны выбираться из условия наибольшей относительной полезной нагрузки к моменту перехода на двигатели, не использующие атмосферу Земли. Решение упомянутой задачи совместим со сравнительным анализом эффективности рассмотренных способов старта и типов двигателей. Для этого воспользуемся полученными равенствами. Зададимся конкретным значением μ_k в диапазоне от 1,0 до 0,3 для МЛА с ЖРД и от 1,0 до 0,9 — для МЛА с ВРД и по формулам (5.45) и (5.51) определим начальные перегрузки, а по (5.44) и (5.50) — соответствующие израсходованному топливу достижимые скорости и максимально возможные относительные полезные нагрузки. Конечно, результаты вычислений зависят от исходных данных. Для сравнительного анализа в данном примере были использованы два типа двигательных установок со следующими характеристиками:

ЖРД: $p_{уд} = 300$ с и $\gamma = 0,01$;

ВРД: $p_{уд} = 3000$ с ($c_R = 0,12$ кг/Н·ч) и $\gamma = 0,05$,

а также два способа старта:

горизонтальный с несущими поверхностями, обеспечивающими аэродинамическое качество $K_a = 5$, и относительной массой $a_{с.п} = 0,20$ (с учетом массы шасси);

вертикальный со спасением разгонной ступени МЛА парашютно-реактивной системой $a_c = 0,10$.

Остальные данные, в частности, относительная масса топливных отсеков, системы управления и прочих элементов конструкции для МЛА с различными способами стартов и различными двигательными установками приняты одинаковыми: $\alpha_{т.о} = 0,05$; $\alpha_c = 0,02$.

Результаты вычислений, приведенные на рис. 5.23, позволяют сделать следующие выводы. Горизонтальный способ старта по сравнению с вертикальным для МЛА с ЖРД приводит к снижению полезной нагрузки примерно на 20—30%, что объясняется относительно большой массой несущих аэродинамических поверхностей и шасси $a_{с.п} = 0,20$. Снижение массы вдвое, что конструктивно весь-

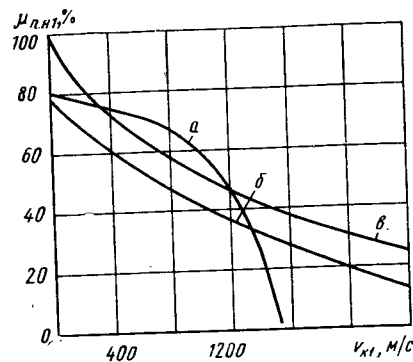


Рис. 5.23. Зависимость относительной нагрузки разгонной ступени МЛА $\mu_{\text{пл}}$ от конечной скорости v_k , способа старта и типа двигательной установки:

a — горизонтальный старт с ВРД; b — горизонтальный старт с ЖРД; δ — вертикальный старт с ЖРД

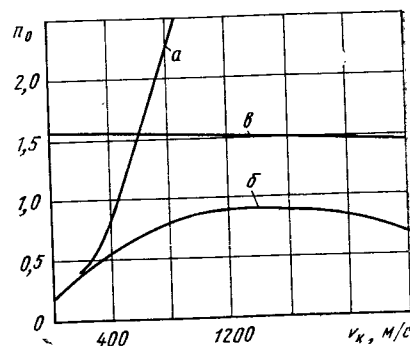


Рис. 5.24. Зависимость начальной перегрузки n_0 разгонной ступени МЛА от конечной скорости v_k , способа старта и типа двигательной установки:

a — горизонтальный старт с ВРД; b — горизонтальный старт с ЖРД; δ — вертикальный старт с ЖРД

ма сложно, лишь уравнивает массу полезной нагрузки при горизонтальном и при вертикальном способах стартов.

Использование ВРД для МЛА с горизонтальным способом старта по сравнению с вертикально стартующим МЛА с ЖРД в диапазоне конечных скоростей разгонной ступени 800—900 м/с увеличивает массу полезной нагрузки на 20—25%. Использование только ВРД для разгона первой ступени МЛА до скорости свыше 900 м/с резко снижает полезную нагрузку вследствие чрезмерного утяжеления двигательной установки (рис. 5.24). Это обстоятельство не исключает использования ВРД наряду с ЖРД или другой внеатмосферной двигательной установкой для разгона до скорости ≈ 2000 м/с, разумеется, без увеличения воздушно-реактивного контура.

По критерию экономичности транспортных перевозок (5.23) ограничимся качественным сравнением МЛА с различными способами старта и типами двигательных установок. На рис. 5.25 и 5.26 приведены зависимости относительной массы топлива и собственно конструкции разгонной ступени МЛА, определяемые формулами (5.43) — (5.51). Из них следует, что:

— горизонтальному способу старта МЛА свойственна масса конструкции разгонной ступени, в 5—10 раз превышающая массу конструкции, соответствующей ступени вертикально стартующего МЛА;

— расход топлива при использовании ВРД в диапазоне конечных скоростей разгонной ступени МЛА до 1500 м/с на порядок меньше расхода топлива МЛА с ЖРД.

Следовательно, учитывая соотношение удельной стоимости топлива и конструкции (примерно два порядка), можно утверждать,

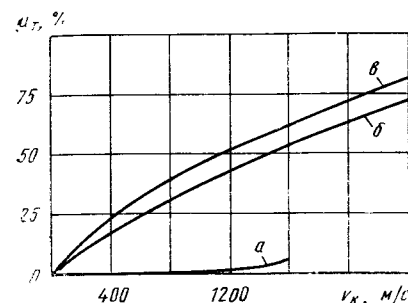


Рис. 5.25. Зависимость относительной массы топлива разгонной ступени МЛА μ_t от способа старта, типа двигательной установки и конечной скорости v_k :

a — горизонтальный старт с ВРД; b — горизонтальный старт с ЖРД; δ — вертикальный старт с ЖРД

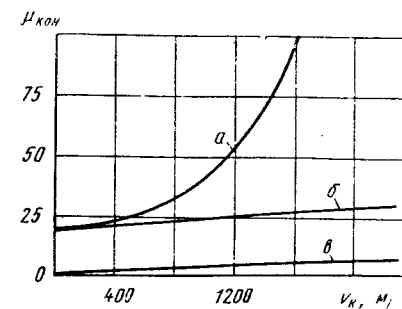


Рис. 5.26. Зависимость относительной массы конструкции $\mu_{\text{кон}}$ разгонной ступени МЛА от способа старта, типа двигательной установки и конечной скорости v_k :

a — горизонтальный старт с ВРД; b — горизонтальный старт с ЖРД; δ — вертикальный старт с ЖРД

что экономичность транспортных перевозок МЛА с горизонтальным и экономичность с вертикальным способами старта могут быть сопоставимы только при условии на порядок большего ресурса материальной части у МЛА с горизонтальным способом старта.

5.4. ВЫБОР СПОСОБОВ ВОЗВРАЩЕНИЯ И ПОСАДКИ СТУПЕНЕЙ

Для возвращения и посадки ступеней МЛА с целью их повторного использования могут применяться многие способы. Рассмотрим некоторые из них:

— возвращение по баллистической траектории к месту старта или к другой подготовленной площадке (рис. 5.27);

— возвращение за счет инерции или тяги специальных двигателей по траектории с использованием аэродинамической подъемной силы. В качестве специальных двигателей могут использоваться ЖРД, РДТТ, работающие на бортовых запасах топлива, или ВРД, использующие атмосферу в качестве рабочего тела и окислителя (см. рис. 5.8);

— посадка с использованием парашютно-реактивных средств, подъемной тяги несущих винтов, роторов, ЖРД, РДТТ, подъемной силы крыльев, создаваемой тягой двигателей или движением по инерции, под воздействием тяготения (рис. 5.28);

— возвращение к месту повторного старта МЛА и посадка с использованием одних и тех же бортовых средств, специальных двигателей, аэродинамических несущих поверхностей или различных комбинаций бортовых средств.

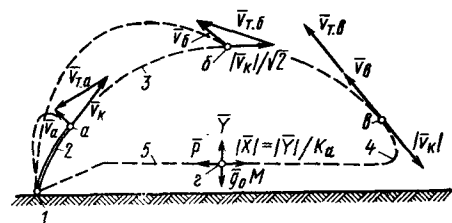


Рис. 5.27. Возможные схемы возвращения разгонной ступени МЛА к месту повторного старта:

a — торможение непосредственно после разделения для баллистического возвращения с затратой топлива

$$\mu_r = 1 - \exp\left(-\frac{v_k}{c}\right) \approx \frac{v_k}{c};$$

b — торможение в верхней точке траектории с затратой топлива

$$\mu_r \approx \sqrt{2} \frac{v_k}{c};$$

a — торможение на границе атмосферы

$$\mu_r \approx 2 \frac{v_k}{c};$$

z — возвращение с использованием атмосферы и аэродинамического качества; 1 — точка старта; 2 — активный участок; 3 — движение по инерции; 4 — аэродинамическое торможение; 5 — полет с работающими двигателями возвращения

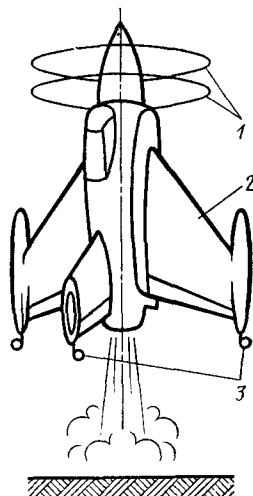


Рис. 5.28. Посадка с использованием подъемной силы несущих винтов самолета «Конвер»:

1 — несущие винты; 2 — вертикально садящийся самолет; 3 — шасси

Очевидно, количество технически реализуемых комбинаций средств возврата и посадки МЛА весьма велико, но каждая из них характеризуется сочетанием принципов работы бортовых систем, их функциональным предназначением, и в целом они образуют дискретное множество проектно-конструкторских решений, ставящее перед проектантом следующие проблемы:

выделение обозримого множества проектно-конструкторских вариантов МЛА, наилучшим образом отвечающих концепции новой разработки;

всесторонний сравнительный анализ дискретного множества отобранных для исследования вариантов с целью выбора единственного для эскизного и технического проектирования варианта МЛА.

Решение первой из указанных проблем требует от проектанта умения и определенных навыков для сокращения объема множества вариантов МЛА до предела, приемлемого по трудоемкости для последующего анализа их с применением ЭВМ, и вместе с тем, сохранения наилучшего варианта.

Не менее сложен и выбор конкретного варианта МЛА для эскизного, технического проектирования и последующей экспериментальной отработки. Многокритериальный характер требований к

выбираемому варианту МЛА предопределяет большую трудоемкость проектных исследований.

В качестве примера проведения сравнительного анализа средств возвращения сопоставим способ возвращения по баллистической траектории со способом возвращения с использованием аэродинамической подъемной силы и ВРД. Для наглядности сравнение проведем по первому слагаемому формулы (5.20).

Сопоставление способов возвращения разгонных и орбитальных ступеней проведем отдельно, поскольку состав и последовательности операций при их возвращении различны (см. рис. 5.8 и 5.27). Орбитальная ступень после витка или нескольких витков может быть заторможена всего на 100—150 м/с и приведена с высокой точностью в заданную точку практически без дополнительных затрат топлива. Разгонная же ступень МЛА возвращается в плотные слои атмосферы на удалении сотен километров от старта, и необходимы значительные затраты топлива для возвращения ее к точке старта*. Дальность полета разгонных ступеней МЛА в зависимости от величины конечной скорости v_{k1} и ее наклона θ_{k1} определяется по приближенной формуле [4]

$$L_1 = v_{k1}^2 \sin 2\theta_{k1} / g_0. \quad (5.52)$$

Приведем результаты вычислений по этой формуле:

v_k , км/с	1,0	1,5	2,0	2,5	3,0	3,5	4,0
θ_k , градус	45	35	25	20	15	12	10
L_1 , км	100	200	300	400	450	500	550

На рис. 5.27 приведены возможные схемы возвращения разгонной ступени МЛА по баллистическим траекториям и по траектории с использованием аэродинамической подъемной силы. Из рисунка следует, что необходимая скорость торможения для возвращения разгонной ступени МЛА по баллистической траектории увеличивается по мере удаления точки включения тормозного двигателя от старта от величины примерно конечной скорости ступени v_{k1} (позиция *a*) до удвоенной величины $2v_{k1}$ (позиция *b*). Использование аэродинамического торможения (позиция 4) уменьшает скорость, сообщаемую для возвращения ступени к точке старта, однако при этом необходимы дополнительные функциональные операции — стабилизация и упорядоченное торможение с последующим запуском двигателя. Поэтому способ возвращения разгонных ступеней по баллистической траектории целесообразно использовать с торможением непосредственно после разделения.

Конкретное сопоставление способов возвращения разгонных ступеней проведем при $v_k = 2,0$ км/с, что соответствует дальности падения отделившихся блоков ≈ 300 км.

Разгонная ступень эталонного одноразового носителя с характеристиками $p_{уд} = 300$ с; $\gamma = 0,01$; $n_0 = 1,5$; $a_{т.о} = 0,05$; $a_{\sigma} = 0,02$ обеспечивает указанные кинематические данные с относительными

* В примере не рассматривается наземная транспортировка к старту, так как при этом потребовалось бы учесть увеличение разовых затрат.

конечной массой $\mu_{к1}=0,38$ и полезной нагрузкой $\mu_{п.н1}=0,32$ [см. (5.50) и (5.44)].

Разгонные ступени вертикально стартующих МЛА с такими же характеристиками и с рассматриваемыми способами возвращения будут иметь ту же конечную массу $\mu_{к1}=0,38$, но меньшую относительную величину полезной нагрузки из-за установки на борту средств возвращения.

Относительная масса средств возвращения

$$a_c = \frac{m_{л.у}^c + m_t^c + m_{т.о}^c + m_\sigma^c}{m_{к1}}, \quad (5.53)$$

где $m_{л.у}^c$, m_t^c , $m_{т.о}^c$, m_σ^c — масса двигательной установки, топлива, топливных отсеков, прочих систем для возвращения разгонной ступени с массой в момент разделения $m_{к1}$.

Для разгонной ступени МЛА с баллистическим способом возвращения и с использованием основного ЖРД для торможения

$$m_{л.у}^c = 0; \quad m_t^c = m_{к1} \left[1 - \exp \left(- \frac{v_{к1}}{g_0 p_{уд}} \right) \right];$$

$$m_{т.о}^c = a_{т.о} m_t^c; \quad m_\sigma^c \approx 0,$$

следовательно,

$$a_c = 1,05 \left[1 - \exp \left(- \frac{12000}{9,8 \cdot 300} \right) \right] = 0,51.$$

Для разгонной ступени МЛА с аэродинамическим качеством $K_a=5,0$ и с характеристиками ВРД $p_{уд}=3000$ с [$C_R=0,12$ кг/(Н·ч)], $\gamma=0,05$ и с относительной массой несущих поверхностей $a_n=0,15$

$$m_{л.у}^c = P \gamma / g_0 K_a = m_{к1} \gamma / K_a = m_{к1} 0,05 / 5 = 0,01 m_{к1};$$

$$m_t^c = m_{к1} \left[1 - \exp \left(- \frac{L_1}{v p_{уд} K_a} \right) \right], \quad (5.54)$$

что следует из дифференциального уравнения $\dot{m} = -P/(g_0 p_{уд})$, у которого после подстановок $P = g_0 m / K_a$ и $dt = dL/v$ переменные разделяются.

Так как $L_1=300$ км — дальность полета с установившейся скоростью v (например, 200 м/с, чтобы скоростной напор на небольших высотах был допустим для МЛА, в данном случае $q=25$ кПа), а

$$m_{т.о}^c = a_{т.о} m_t^c \text{ и } m_\sigma^c = a_n m_{к1},$$

то согласно формуле (5.53) для разгонной ступени МЛА с ВРД и крыльями

$$a_c = 0,01 + \left[1 - \exp \left(- \frac{300 \cdot 10^3}{200 \cdot 3000 \cdot 5} \right) \right] 1,05 + 0,15 = 0,27.$$

В табл. 5.3 приведены исходные данные рассмотренных вариантов разгонных ступеней, безразмерные проектные характеристики,

Таблица 5.3

Характеристики разгонных ступеней с различными способами возвращения
($v_{к1}=2000$ м/с, $\mu_{к1}=0,38$)

Способ возвращения к месту старта	Исходные данные						
	$\frac{\gamma}{\gamma^c}$	$\frac{p_{уд}}{p_{уд}^c}$	$\frac{a_{т.о}}{a_{т.о}^c}$	$\frac{a_\sigma}{a_\sigma^c}$	$\frac{n_o}{n_o^c}$	a_n	a_c
«Идеальный», т. е. без затрат топлива и массы	0,01	300	0,05	0,02	1,5	0	0
По баллистической траектории	0	∞	0	0			
	0,01	300	0,05	0,02	1,5	0	0,51
С использованием аэродинамического качества и ВРД	0,01	300	0,05	0,02	4,0		
	0,05	3000	0,05	0,02	1,5	0,15	0,27

Продолжение табл. 5.3

Способ возвращения к месту старта	Проектные параметры				Критерий $\frac{\Delta \mathcal{E}}{\mathcal{E}}$, %
	α	β	$\mu_{п.н1}$	$\Delta \mu_{п.н1}$	
«Идеальный», т. е. без затрат топлива и массы	0,067	0,095	0,32	0,00	0
По баллистической траектории	0,130	0,0185	0,25	-0,07	28
С использованием аэродинамического качества и ВРД	0,089	0,0127	0,30	-0,02	7

в том числе относительная масса полезной нагрузки $\mu_{п.н1}$ и относительное изменение критерия экономичности $\Delta \mathcal{E} / \mathcal{E}$, полученные по формулам (5.44) и (5.20) соответственно. Последняя формула несколько преобразована исходя из равенства конструктивного совершенства МЛА производству конструктивного совершенства разгонной ступени на конструктивное совершенство последующих ступеней:

$$\varphi_k = \varphi_{к1} \prod_{i=2}^N \varphi_{ки} = \frac{\mu_{п.н1}^\varphi}{\mu_{п.н1}} \prod_{i=2}^N \varphi_{ки}. \quad (5.55)$$

Поскольку в сопоставляемых вариантах МЛА варьируются только средства возвращения разгонных ступеней

$$\Delta \varphi_k = \Delta \varphi_{к1} \prod_{i=2}^N \varphi_{ки} = - \frac{\Delta \mu_{п.н1}}{\mu_{п.н1}} \mu_{п.н1}^\varphi \prod_{i=2}^N \varphi_{ки},$$

формула (5.20) применительно к рассматриваемому примеру запишется следующим образом:

$$\frac{\Delta \vartheta}{\vartheta} = \frac{\Delta \varphi_k}{\varphi_k} = - \frac{\Delta \mu_{п.н1}}{\mu_{п.н1}} \quad (5.56)$$

Из табл. 5.3 следует, что возвращение разгонной ступени МЛА по баллистической траектории к месту старта снижает полезную нагрузку и экономичность на 28%, а возвращение с использованием аэродинамического качества и ВРД — всего на 7% по сравнению с условно «идеальным» способом (не требующим затрат топлива и массы на бортовые системы). Однако из таблицы не следует, что вариант разгонной ступени МЛА с аэродинамическим качеством $K_a=5$ при относительной массе несущих поверхностей $\mu_{п1}=0,15$, относительной массе ВРД $\gamma=0,05$ и удельном импульсе $\mu_{уд}=3000$ с является наилучшим по сочетанию параметров средств возвращения.

Переходим к сопоставлению способов возвращения орбитальной ступени МЛА. Средства возвращения орбитальной ступени должны обеспечить сход с ОИСЗ в определенной точке и с заданными кинематическими параметрами с тем, чтобы было осуществлено приземление в намеченной точке и с необходимой точностью. Перечисленные функции определяют состав средств возвращения:

- средства мягкого приземления;
- тормозная двигательная установка для схода с ОИСЗ;
- средства теплозащиты;
- системы управления с исполнительными органами.

Типичными для современной конструкторской реализации являются разработки спускаемого аппарата «Союз» (рис. 5.29), во многом ему подобного аппарата «Аполлон» (рис. 5.30), а также орбитального самолета «космический челнок» (см. рис. 5.9). Наиболее существенные различия в характеристиках средств возвращения — большое аэродинамическое качество МЛА «космический челнок» до $K_a=1,7 \dots 2,0$ на балансировочном угле атаки в режиме интенсивного аэродинамического торможения и многократно используемая тепловая защита по сравнению с аэродинамическим качеством $K_a=0,25 \dots 0,30$ у ЛА «Союз», «Аполлон» и однократно используемой тепловой защитой на лобовом щите.

Известно, что аэродинамического качества 0,25—0,30 достаточно для точного приведения в заданную точку приземления спускаемых аппаратов «Союз», «Аполлон» при максимальных перегрузках до 3 (рис. 5.31), а повышенное аэродинамическое качество МЛА «космический челнок» используется для снижения тепловых потоков до уровня, допускаемого для многократно используемой тепловой защиты, и для снижения максимальных перегрузок до 1,2—1,5.

Относительная полезная нагрузка МЛА «космический челнок» по сравнению со спускаемыми аппаратами «Союз», «Аполлон» существенно меньше, что связано с установкой на нем несущих аэродинамических поверхностей и соответственно тепловой защиты на сравнительно большой поверхности, омываемой высокотемпературными потоками воздуха. На рис. 5.32 иллюстрируется влияние аэродинамической компоновки на относительную полезную нагрузку

Рис. 5.29. Компоновка спускаемого аппарата космического корабля «Союз»:

1 — переносной съестник с автономным питанием; 2 — cabinный динамик; 3 — светильник рабочего освещения; 4 — пульт управления радиостанциями; 5 — штурвал крышки люка-лаза; 6 — крышка люка-лаза; 7 — светильник телекиноосвещения; 8 — командно-сигнальное устройство; 9 — телекамера; 10 — приборная панель пульта; 11 — визир-ориентатор; 12, 16 — приборы и агрегаты; 13 — ручка управления кораблем; 14 — иллюминатор; 15 — кресло космонавта; 17 — стойка кресла; 18 — парашютный контейнер

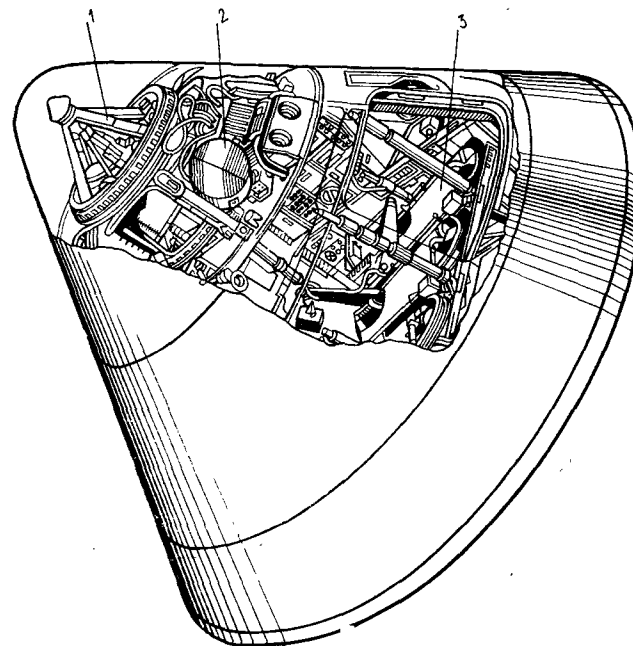
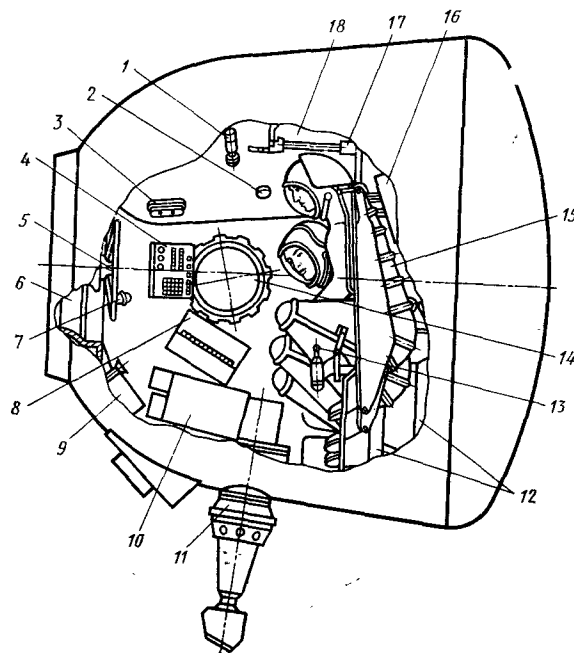


Рис. 5.30. Спускаемый аппарат «Аполлон»:

1 — стыковочный узел; 2 — парашютная система; 3 — рабочее место экипажа.

6—1594

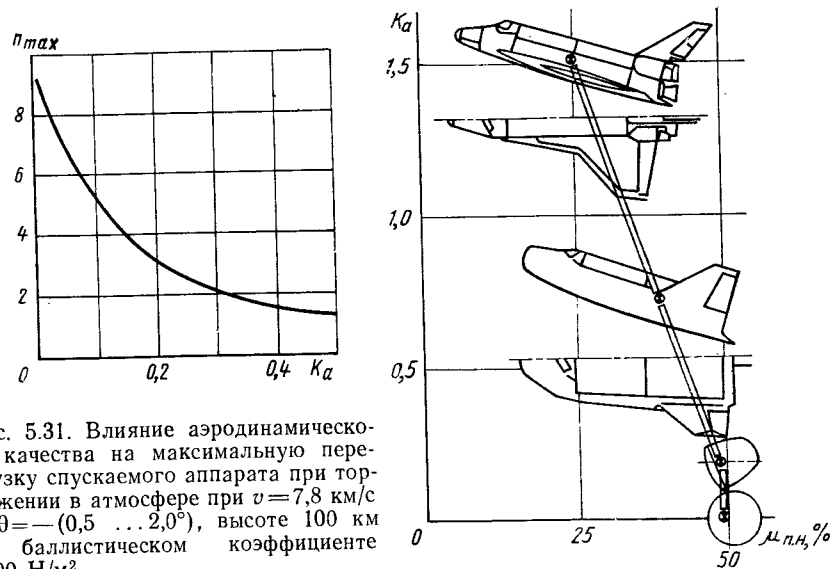


Рис. 5.31. Влияние аэродинамического качества на максимальную перегрузку спускаемого аппарата при торможении в атмосфере при $v=7,8$ км/с и $\theta=(0,5 \dots 2,0^\circ)$, высоте 100 км и баллистическом коэффициенте 6500 Н/м^2

Рис. 5.32. К влиянию формы спускаемого аппарата на аэродинамическое качество и относительную массу полезной нагрузки

ку спускаемого аппарата и максимальное аэродинамическое качество.

Приведенные данные о спускаемых аппаратах типа «Союз», «Аполлон» и «космический челнок» позволяют использовать их в качестве прототипов для сопоставления по критерию экономичности транспортировки возвращаемых на землю грузов.

Сравнение экономичности рассматриваемых ЛА проще выполнить в виде отношения выражений (5.21) для рассматриваемого корабля и прототипа:

$$\frac{\Theta}{\Theta^{\text{II}}} = \frac{\varphi_K \psi_K p_0}{\varphi_K^{\text{II}} \psi_K^{\text{II}} p_0^{\text{II}}} \quad (5.57)$$

Относительная полезная нагрузка спускаемого аппарата

$$\mu_{\text{п.н}} = 1 - \mu_{\text{т.д.у}} - \mu_{\text{тз}} - \mu_{\text{м.п}} \quad (5.58)$$

где $\mu_{\text{т.д.у}}$, $\mu_{\text{тз}}$, $\mu_{\text{м.п}}$ — относительная масса тормозной двигательной установки, теплозащиты и теплоизоляции и системы мягкого приземления соответственно.

$$\mu_{\text{т.д.у}} = (1 + a_{\text{т.о}}) \left[1 - \exp \left(- \frac{v_{\text{т}}}{g_0 p_{\text{у.п}}} \right) \right], \quad (5.59)$$

где $v_{\text{т}}$ — скорость торможения, сообщаемая для схода с ОИСЗ. Скорость торможения должна быть минимальна при заданном угле входа спускаемого аппарата в плотные слои атмосферы. Для определения минимальной скорости торможения рассматривается

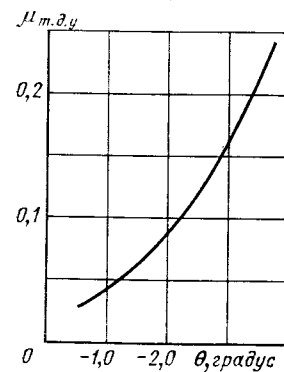


Рис. 5.33. Зависимость относительной массы тормозной двигательной установки от угла входа на высоте 100 км:

$\gamma_{\text{д.у}}=0,04$; $p_{\text{уд}}=250$ с; $n=0,25$; $a_{\text{т.о}}=0,10$

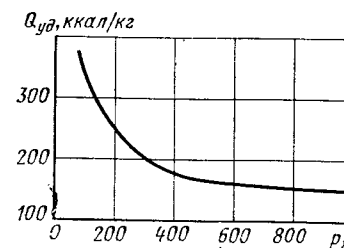


Рис. 5.34. Зависимость удельных тепловых потоков $Q_{\text{уд}}$ от угла входа θ на высоте 100 км при $v=7,8$ км/с и аэродинамическом качестве $K_a=0,2$

экстремальная задача, результаты решения которой в первом приближении [44]:

$$v_{\text{т}} = 0,25 v_0 (\Delta \tilde{r} + \theta^2 / \Delta \tilde{r}), \quad (5.60)$$

где v_0 — скорость движения на исходной ОИСЗ; $\Delta \tilde{r} = 1 - r_a / r_0$; (r_0 — радиус исходной ОИСЗ, r_a — радиус границы атмосферы); θ — заданный угол входа в атмосферу.

На рис. 5.33 приведена зависимость $\mu_{\text{т.д.у}}$ от угла θ для типичных характеристик двигательной установки.

На рис. 5.34 и 5.35 приведены интегральные тепловые потоки, отнесенные к массе спускаемого аппарата в зависимости от угла входа в атмосферу θ , баллистического коэффициента $p_x = p_m / c_x$ и максимального аэродинамического качества K_a [44].

С возрастанием удельных тепловых потоков увеличивается доля теплозащиты в общей массе спускаемых аппаратов и существует экстремум $\min(\mu_{\text{т.д.у}} + \mu_{\text{тз}})$, вблизи которого целесообразно выбирать проектные параметры (рис. 5.36).

Для спускаемых аппаратов типа «космический челнок» углы входа в атмосферу существенно меньше, чем для спускаемых аппаратов типа «Союз». Движение по пологим траекториям на участке интенсивного нагрева увеличивает интегральные тепловые потоки, но снижает температуру поверхности спускаемого аппарата до предела, допустимого для многократного использования теплозащиты.

Относительная масса средств мягкого приземления $\mu_{\text{м.п}}$ зависит от принципа действия. На рис. 5.37 приведены характеристики парашютно-амортизационной системы, на рис. 5.38 — парашютно-реактивной системы [44] и на рис. 5.39 — реактивной системы с

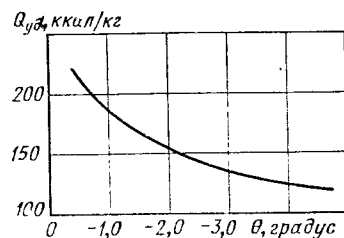


Рис. 5.35. Зависимость удельных тепловых потоков от баллистического коэффициента p_x при $v=7,8$ км/с, $\theta=-2^\circ$ на высоте 100 км и аэродинамическом качестве $K_a=0,2$

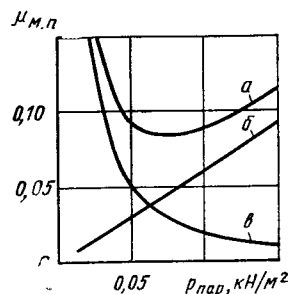


Рис. 5.37. Зависимость относительной массы парашютно-амортизационной системы $\mu_{м.п}$ мягкой посадки от удельной нагрузки $p_{пар}$:

a — относительная масса системы; b — относительная масса амортизаторов; v — относительная масса парашютов

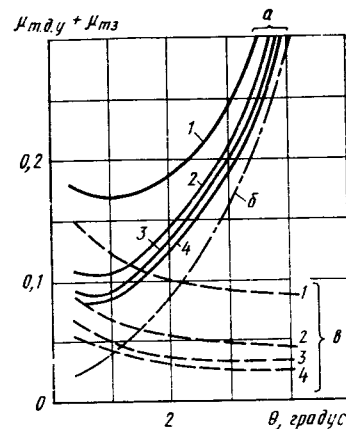


Рис. 5.36. Зависимость относительной массы тормозной двигательной установки и теплозащиты от крутизны траектории спуска и баллистического коэффициента:

a — суммарная относительная масса; b — относительная масса тормозной двигательной установки; v — относительная масса теплозащиты; 1—4 — баллистический коэффициент, равный 0,10, 0,30, 0,65 и 1,00 кН/м² соответственно

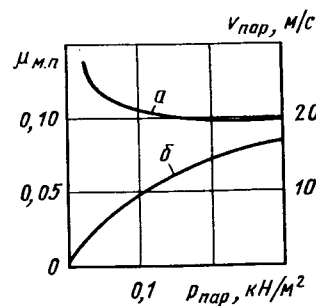


Рис. 5.38. Зависимость относительной массы и скорости парашютирования парашютно-реактивной системы посадки от удельной нагрузки $p_{пар}$:

a — относительная масса системы; b — скорость парашютирования

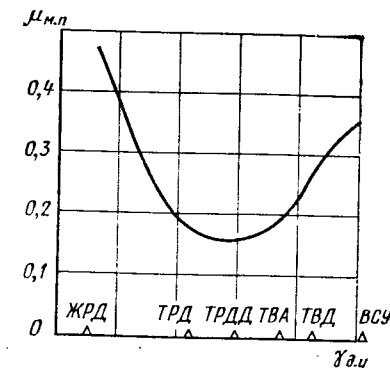


Рис. 5.39. Зависимость относительной массы $\mu_{м.п}$ средств мягкой приземления при реактивной системе посадки от типа двигательной установки (ЖРД, ТРД, ТРДД, ТВА, ТВД, ВСУ), определяющей относительную массу $\gamma_{д.у}$

различными силовыми установками от ЖРД до ТРД и ротора вертолетного типа [37].

5.5. ВЫБОР КОМПОНЕНТОВ ТОПЛИВА И РАЗМЕРНОСТИ ДВИГАТЕЛЕЙ

Выбор компонентов топлива существенно влияет на компоновку и основные характеристики МЛА. Помимо таких обычных требований к ракетному топливу, как высокий удельный импульс, нетоксичность, химическая стойкость и взрывобезопасность, высокая плотность и применение в народном хозяйстве для компонентов топлива МЛА приобретает важное значение дешевизна горючего и окислителя, причем с увеличением кратности повторного использования материальной части значение низкой стоимости компонентов возрастает.

Сопоставим по критерию экономичности транспортных перевозок (5.20) МЛА-носитель на жидком водороде и жидком кислороде с МЛА-носителем на керосине и жидком кислороде при различных кратностях k повторного использования материальной части. Экономичность МЛА-носителя повышается при увеличении относительной массы полезного груза за счет высокого удельного импульса на водороде ~ 460 с (в пустоте) по сравнению с удельным импульсом ≈ 350 с на керосине (также в пустоте). Однако по мере снижения амортизационных затрат с увеличением k обобщенные разовые затраты у МЛА с водородным горючим превысят аналогичные затраты у МЛА с керосиновым горючим, поскольку кислородно-водородное топливо в среднем на порядок дороже кислородно-керосинового и для ракетных блоков с достаточно большой кратностью повторного использования применение водорода станет экономически нецелесообразным. Для количественных оценок сравним два носителя.

В качестве эталонного носителя примем двухступенчатый МЛА на керосине и жидком кислороде с равными соотношениями ступеней $\mu_{п.п1} = \mu_{п.п2} = 0,15$, равными относительными массами топлив-

ных отсеков на ступенях $a_{т.01}=a_{т.02}=0,05$, равными относительными массами аппаратуры, хвостовых, межбаковых отсеков и прочих агрегатов $a_{\sigma 1}=a_{\sigma 2}=0,02$ и равными относительными массами двигательных установок $\beta_1 n_1=\beta_2 n_2=0,02$, а также равными относительными массами средств спасения ступеней $a_{с1}=a_{с2}=0,30$. С приведенными данными эталонный МЛА-носитель обеспечивает выведение на ОИСЗ при относительной конечной массе каждой ступени $\mu_{к1}^3=\mu_{к2}^3=0,25$.

Сравниваемый с эталонным МЛА-носитель с жидким водородом на обеих ступенях также будем рассматривать с одинаковыми конечными массами у каждой ступени, но значение

$$\mu_{к1}=\mu_{к2}=\exp\left(\frac{p_{уд}^3 \ln \mu_{к1}^3}{p_{уд}}\right)=\exp\left(\frac{350 \cdot \ln 0,25}{460}\right)=0,347.$$

Относительная масса топливных отсеков для кислородно-водородного топлива существенно больше $a_{т.01}=a_{т.02}=0,10$, и относительные массы двигательных установок в среднем больше на 50%, т. е. $\beta_1 n_1=\beta_2 n_2=0,03$. В табл. 5.4 приведены исходные данные и полезные нагрузки для сопоставляемых МЛА-носителей.

Обобщенные разовые затраты (5.18)

$$p_0=p+1/k$$

определим, полагая, что p зависит только от стоимости компонентов топлива:

$$p=\frac{c_{уд}^T (1-\mu_{к1})(1+\mu_{п.н1})}{c_{уд}^{кон} (\mu_{к1}-\mu_{п.н1})(1+\mu_{п.н1})}=\frac{1}{\tilde{c}_{уд}^{кон}} \frac{1-\mu_{к1}}{\mu_{к1}-\mu_{п.н1}}.$$

Значения p для МЛА с керосином, соответствующие $\tilde{c}_{уд}^{кон}=10^3$, и для МЛА с водородом, соответствующие $\tilde{c}_{уд}^{кон}=10^2$ и данным табл. 5.4, равны

$$p=\begin{cases} 0,0076 & \text{— для МЛА с керосином;} \\ 0,0348 & \text{— для МЛА с водородом.} \end{cases}$$

На рис. 5.40 приведены результаты сопоставлений по критерию (5.20):

$$\frac{\Delta \mathcal{E}}{\mathcal{E}} = -\frac{\Delta \mu_{п.н}}{\mu_{п.н}} + \frac{\Delta p_0}{p_0}.$$

Таблица 5.4

Сравнительные характеристики двухступенчатых МЛА с различным горючим

Вариант	$a_{т.0}$	a_{σ}	βn	$a_{с}$	$p_{уд}$	a	$\mu_{кi}$	$\mu_{п.нi}$	$\mu_{п.н}^*$
МЛА с керосином	0,05	0,02	0,02	0,30	350	0,095	0,250	0,150	2,25
МЛА с водородом	0,10	0,02	0,03	0,30	460	0,150	0,347	0,167	2,79

Из рисунка следует, что при стоимости кислородно-водородного топлива, на порядок большей, чем стоимость кислородно-керосинового топлива, использование водорода на МЛА-носителе с кратностью повторного использования материальной части, большей 10, не экономично.

Теперь, после рассмотрения логических связей, определяющих выбор количества и соотношения ступеней МЛА, способа старта и типа разгонной двигательной установки, компонентов топлива, можно обосновать выбор размерности двигателей МЛА или рационального количества двигателей на носителе.

К двигательной установке МЛА предъявляются многогранные и зачастую противоречивые требования:

обеспечения высоких удельных импульсов;

малой собственной массы;

работоспособности в определенных диапазонах изменения тяги и соотношения расходуемых компонентов для управления движением МЛА и управления опорожнением баков;

мягкого (безударного) выхода на режим;

строго регламентированного выключения с минимальным разбросом импульса последствий;

высокой надежности и контроля в процессе эксплуатации;

минимальных затрат на создание, экспериментальную отработку, изготовление и эксплуатацию для выполнения заданной программы грузоперевозок;

спасения материальной части МЛА в аварийных ситуациях, поскольку единственная сила для управления в безвоздушном пространстве — достаточная тяга;

равномерного распределения тяги на несущую конструкцию МЛА как наиболее мощного источника нагружения;

компактного размещения двигателей и минимального объема хвостовых отсеков для защиты от атмосферных потоков, включая высокотемпературные и др.

Размерность двигателей МЛА будем характеризовать отношением суммарной тяги i -й ступени к тяге одиночного двигателя или количеством двигателей в силовой установке

$$n_{двi}=P_{ni}/P_{ni}^0. \quad (5.61)$$

Многодвигательная силовая установка, как правило, компактнее, равномерно передает тягу на несущую конструкцию и позволяет продолжить полет МЛА с выполнением задач пуска даже в случае выключения части двигателей.

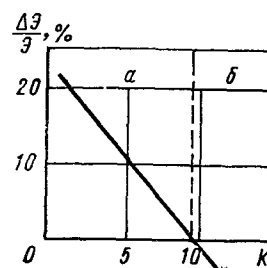


Рис. 5.40. График сопоставления экономичности МЛА с водородом и керосином в качестве горючего в зависимости от кратности повторного использования:

a — предпочтительнее водород; b — предпочтительнее керосин

Переход к многодвигательной силовой установке, осуществленный уже на одноразовых носителях, для МЛА диктуется экономической целесообразностью. Рассмотрим в первом приближении затраты на создание и эксплуатацию двигателей установок с заданной надежностью в составе МЛА при выполнении конкретной транспортной программы:

$$C_{д.у} = C_{д.у}^p + C_{д.у}^{и.э} N_{и}, \quad (5.62)$$

где $C_{д.у}^p$ — затраты на разработку и экспериментальную отработку двигательной установки; $C_{д.у}^{и.э}$ — затраты на изготовление и эксплуатацию двигательной установки за время полного ресурса в составе одного МЛА; $N_{и}$ — количество МЛА-носителей для выполнения рассматриваемой программы транспортных перевозок.

Особенностью МЛА-носителей является относительно небольшое потребное их количество для выполнения современных космических программ; так, программа США на 1981—1991 гг. предусматривает использование всего пяти-шести МЛА «космический челнок». Примем для определенности последующих оценок $N_{и} = 10$, имея в виду, что каждый из МЛА-носителей выполнит по 50—100 полетов, что с учетом опыта авиации в перспективе не может считаться пределом.

Современные многоразовые ЖРД характеризуются большим ресурсом, равным $T \approx 10^5$ с или ~ 28 ч, высоким удельным импульсом в пустоте в зависимости от компонентов топлива $p_{уд}$ от 350 с до 460 с и низкими относительными массами γ от 0,010 до 0,025.

Затраты на изготовление и эксплуатацию многоразовой двигательной установки суммарной тяги $P_{и}$ определим как

$$\begin{aligned} C_{д.у}^{и.э} &= c_{уд}^{д.у} m_{д.у} + c_{уд}^T m_T = c_{уд}^{д.у} \gamma P_{и} / g_0 + c_{уд}^T T P_{и} / (p_{уд} g_0) = \\ &= c_{уд}^T T \frac{P_{и}}{p_{уд} g_0} \left(\frac{\tilde{c}_{уд}^{д.у} \gamma p_{уд}}{T} + 1 \right), \end{aligned} \quad (5.63)$$

где $c_{уд}^{д.у}$ и $c_{уд}^T$ — удельные затраты на единицу массы конструкции и топлива соответственно.

Если учесть, что $\tilde{c}_{уд}^{д.у} < 10^3$, то рассматриваемые затраты практически полностью определяются для многоразовых двигателей установок стоимостью топлива, поскольку первый член в (5.62) на один-два порядка меньше второго. Таким образом, при выполнении МЛА-носителями конкретной программы транспортных перевозок затраты на изготовление и эксплуатацию двигателей установок $C_{д.у}^{и.э} N_{и}$ можно считать постоянной величиной, которую удобно принять за единицу измерения суммарных затрат и формулу (5.62) записать в безразмерной форме:

$$\tilde{C}_{д.у} = \frac{C_{д.у}}{C_{д.у}^{и.э} N_{и}} = \frac{C_{д.у}^p}{C_{д.у}^{и.э} N_{и}} + 1. \quad (5.64)$$

Затраты на разработку двигательной установки $C_{д.у}^p$ практически определяются стоимостью необходимой материальной части, объемом экспериментальных работ для обеспечения заданной надежности и стоимостью стендов и прочего оборудования экспериментальной базы. Предположим, что экспериментальная база для отработки двигателей установок уже имеется, тогда затраты на отработку будут пропорциональны необходимому числу огневых испытаний $k_{и}$.

В связи с большими затратами на каждое огневое испытание двигательной установки общепринято во всех случаях отказов выяснять причину и принимать меры, исключающие повторение выявленной неисправности в последующих запусках. Таким образом, к моменту окончания экспериментальной отработки имеются только результаты безотказных испытаний, поскольку причины отказов устранены. Тем не менее это не означает, что реальная надежность равна 1,0, а свидетельствует только о том, что имеющееся количество безотказных испытаний не позволяет установить разницу между 1,0 и реальной надежностью двигательной установки. В связи с этим надежность двигательной установки предпочтительно определять интервальным оцениванием, заключающимся в стыкании случайного доверительного интервала $(\underline{P}, 1)$, который с вероятностью γ содержит истинное значение надежности $\underline{P} \leq P < 1$. Нижний предел доверительного интервала \underline{P} и определяет потребное количество безотказных испытаний при доверительной вероятности или коэффициенте доверия γ [10]:

$$k_{и} = \ln(1 - \gamma) / \ln \underline{P}. \quad (5.65)$$

Экспериментальная отработка одиночного двигателя на полный ресурс в соответствии с изложенным потребует затрат

$$C_{д.о}^p = C_{д.у}^{и.э} \ln(1 - \gamma) / (n_{дв} \ln \underline{P}_0). \quad (5.66)$$

Однако является принципиальным вопрос, до какой надежности $(\underline{P}_0, \gamma)$ необходимо отрабатывать одиночный двигатель, чтобы выполнить требования к надежности всей многодвигательной установки (\underline{P}, γ) .

Доверительный нижний предел безотказной работы двигательной установки в целом \underline{P} в соответствии с работой [16]

$$\underline{P} = (1 - \gamma)^{\frac{1}{k_{и}^0}},$$

где $k_{и}^0$ — количество безотказных испытаний одиночного двигателя, а γ — коэффициент доверия.

Таким образом, односторонний нижний предел интервала надежности одиночного двигателя определяет нижний предел интервальной оценки надежности двигательной установки и в зависимости от объема экспериментальной отработки при коэффициенте доверия $\gamma = 0,9$ равен:

$k_{\text{до}}$	10	20	40	80	160	320
\underline{P}	0,794	0,891	0,944	0,972	0,986	0,993

Следовательно, стоимость экспериментальной отработки двигательной установки в подтверждение надежности $\underline{P} = \underline{P}_0$ в основном определяется затратами на огневые испытания одиночного двигателя [см. (5.66)]. Подстановка (5.66) в (5.64) дает оценку безразмерных суммарных затрат на экспериментальную отработку и эксплуатацию двигательных установок без резервирования при выполнении заданной транспортной программы в функции нижнего предела интервала надежности

$$\tilde{C}_{\text{л.у}} = \frac{\ln(1-\gamma)}{n_{\text{дв}} N_{\text{и}} \ln \underline{P}} + 1. \quad (5.67)$$

С переходом к многодвигательным силовым установкам для МЛА возможно резервирование, допускающее отключение отказавших в полете двигателей. При этом либо увеличивается общее количество двигателей силовой установки МЛА на число резервных $n_{\text{дв}}^p$, либо при неизменном общем числе двигателей $n_{\text{дв}}^p$ в случае отказа части из них остальные двигатели форсируются для компенсации потерь в тяге силовой установки.

Для оценки надежности резервированной силовой установки существенна безошибочная работа системы прогнозирования работоспособности двигателей, осуществляющей отключение неисправных двигателей или перевод их в щадящий режим. В случае идеальной системы прогноза работоспособности нижний предел интервала надежности силовой установки

$$\underline{P}_p = \sum_{j=0}^{n_{\text{дв}}^p} C_{n_{\text{дв}}}^j \underline{P}^{n_{\text{дв}}-j} (1-\underline{P})^j, \quad (5.68)$$

где $C_{n_{\text{дв}}}^j = \frac{n!}{(n-j)! j!}$ — коэффициент биномиального разложения

и $n_{\text{дв}}^p$ — количество двигателей из общего числа $n_{\text{дв}}$, выключение которых еще позволяет решать задачи запуска МЛА.

В качестве примера рассмотрим суммарные затраты на создание и эксплуатацию нерезервированной и резервированной силовых установок для серии из десяти МЛА с десятью двигателями у каждого. Как для нерезервированной, так и резервированной силовых установок значение $\underline{P} = 0,993$ при $\gamma = 0,9$ должно быть одинаково.

Объем экспериментальной отработки нерезервированной силовой установки — 320 успешных огневых испытаний одиночных двигателей до $\underline{P} = 0,993$ с общими затратами по формуле (5.67)

$$\tilde{C}_{\text{л.у}} = \frac{\ln(1-\gamma)}{n_{\text{дв}} N_{\text{и}} \ln \underline{P}} + 1 = \frac{\ln(1-0,9)}{10 \cdot 10 \ln 0,993} + 1 = 4,20.$$

Объем экспериментальной отработки силовой установки с одним резервным двигателем — 176 успешных огневых испытаний

одиночных двигателей до $\underline{P} = 0,987$, что в соответствии с формулой (5.68) обеспечивает нижний предел интервала надежности установки в целом $\underline{P}_p = 0,993$.

Общие затраты на экспериментальную отработку и эксплуатацию силовой установки МЛА с одним резервным двигателем в соответствии с формулой (5.67)

$$\tilde{C}_{\text{л.у}} = \frac{\ln(1-\gamma)}{n_{\text{дв}} N_{\text{и}} \ln \underline{P}} + 1 = \frac{\ln(1-0,9)}{10 \cdot 10 \ln 0,987} + 1 = 2,86,$$

или на 30% меньше нерезервируемой силовой установки.

Таким образом, использование многодвигательных силовых установок и резервирования экономически целесообразно для МЛА-носителей как аппаратов относительно малой серии ($N_{\text{и}} \leq 10$).

5.6. ОБЕСПЕЧЕНИЕ БЕЗОПАСНОСТИ ПИЛОТИРУЕМЫХ ПОЛЕТОВ

Безопасность полета человека как на одноразовом, так и на многоразовом носителе — определяющее требование к ракетно-космической системе, предназначенной для пилотируемых запусков. Установка систем мягкого приземления на МЛА дает дополнительные возможности обеспечить безопасность экипажа. Мероприятия по обеспечению безопасности в большой мере определяют общую компоновку РН и функциональное назначение отдельных блоков, агрегатов и систем. Средства обеспечения безопасности, принцип их действия зависят от участка полета и причины неисправности (отказа) материальной части. Рассмотрим последствия неисправностей на примере МЛА как наиболее сложного аппарата. Неисправности на борту МЛА могут привести, например:

- к выключению одного или части двигателей силовой установки;
- к нерасчетному нагружению или вибрации силовых элементов конструкции;

- к локальному пожару в отдельных отсеках и даже взрыву с детонацией значительной части бортовых запасов топлива и др.

Во всех без исключения ситуациях с неисправностью на борту МЛА, которые назовем нештатными ситуациями, необходимо в ходе полета определить:

- продолжать ли выполнение полета МЛА с целью выполнения задач запуска или для спасения материальной части и экипажа, если первое невозможно;

- прекратить ли выполнение полета МЛА и на каком этапе активного участка, с использованием какой последовательности операций с целью наиболее безопасного возвращения на землю экипажа и ценного груза в случае, когда спасение материальной части невозможно.

Вторая постановка задачи совершенно оправдана, если напомнить, что на борту МЛА всегда имеются системы возвращения на землю и системы мягкого приземления, которые, как правило, на

активном участке выведения в штатных ситуациях не задействованы, но в условиях, когда материальная часть уже не может быть спасена, их функциональные возможности позволяют обеспечить безопасность экипажа.

Информация для принятия решения на борту МЛА о действиях в нештатных ситуациях собирается датчиками аварийности совместно с алгоритмическими устройствами, составляющими разветвленную сеть контроля рабочих параметров всех жизненно важных агрегатов и систем и, в частности:

- одиночных двигателей и их агрегатов по давлению в камере сгорания, в топливоподводящих магистралях, турбонасосах, газогенераторах с учетом динамики пульсаций, по оборотам турбонасосного агрегата, состоянию его подшипников, по температурам в камере сгорания, газогенераторах и др.;

- топливных отсеков и топливоподводящих магистралей по давлению и пульсациям, температуре компонентов и конструкции, локальным перегрузкам ударным и вибрационным, режимам работы систем одновременного опорожнения баков, преднасосов и др.;

- межбаковых, хвостовых, приборных и прочих отсеков МЛА по температуре среды, деформации конструкции, вибрационным и ударным перегрузкам;

- бортовых систем управления движением и стабилизации МЛА, энергопитания и поддержания температурных режимов, включая системы поддержания температурных режимов криогенных компонентов и т. д.

Информация датчиков аварийности обрабатывается на борту МЛА по специальным алгоритмам централизованно либо на терминальных устройствах в зависимости от периодичности опроса, которая для быстроразвивающихся процессов, таких как процессы, предшествующие взрыву, может составить тысячные доли секунды и менее. Алгоритмы обработки информации о нештатной ситуации формируют конкретные команды со строго определенной последовательностью действий по обеспечению безопасности полетов.

Так, на терминальных алгоритмических устройствах могут формироваться команды:

- экстренного отключения неисправного одиночного двигателя и прекращения доступа компонентов топлива к нему;

- прекращения полета МЛА в случае потери управляемости и выхода на недопустимые поперечные перегрузки, грозящие разрушением конструкции;

- перестройки частот собственных колебаний в случае резонансной раскачки и т. д.

Во всех случаях терминальные бортовые устройства сигнализируют центральному алгоритмическому устройству о принятом локальном решении, и центральное устройство определяет последовательность дальнейших действий по спасению экипажа и дорогостоящего груза.

Рассмотрим конкретные примеры алгоритмических решений в нештатных ситуациях и требования к компоновочной и конструктивно-силовой схемам МЛА для обеспечения безопасности.

Экстренное отключение неисправного одиночного двигателя ставит перед центральным алгоритмическим устройством вопросы обеспечения:

- вывода на ОИСЗ имеющимися запасами топлива;

- стабилизации МЛА продолжающими работать двигателями;

- слива остатков компонентов топлива из неисправных двигателей и их топливоподводящих магистралей в противопожарных целях и для облегчения МЛА.

В зависимости от этапа активного участка полета МЛА перечисленные вопросы могут решаться по-разному. При экстренном выключении одиночного двигателя на первых секундах полета, приводящем к заметному увеличению гравитационных потерь и, следовательно, к нехватке имеющихся запасов топлива, можно предусмотреть:

- форсирование остальных работающих двигателей с соответствующим некоторым снижением их общего ресурса, но при этом увеличенная тяга одиночных двигателей должна восприниматься конструкцией;

- перестройку траектории активного участка МЛА с целью выведения на ОИСЗ с меньшей энергией движения (с меньшими высотами), но соответствующую имеющимся на борту запасом топлива и с последующей компенсацией высот орбиты за счет энергии последующих ступеней.

Как в первом, так и во втором случаях конструкция МЛА должна допускать асимметричные нагружения при выключении любого двигателя силовой установки.

В случае экстренного выключения одиночного двигателя центральное алгоритмическое устройство должно в зависимости от этапа активного участка определить необходимость выключения симметричного двигателя в силовой установке для уменьшения дестабилизирующего момента, а также прогнозировать потерю управляемости МЛА по параметрам углового движения как можно раньше до момента, при котором начинаются опасные разрушения конструкции. Во всех случаях нештатных ситуаций на борту обеспечение упреждения команды от алгоритмического устройства по отношению к моменту, при котором начинаются опасные разрушения конструкции, является одной из центральных проблем обеспечения безопасности пилотируемых полетов.

Располагаемое время между сигналом о нештатной ситуации и моментом начала опасных разрушений конструкции определяет и принцип действия средств обеспечения безопасности и эффективность их использования. Рассмотрим, к примеру, наиболее тяжелую нештатную ситуацию, когда МЛА исчерпал запасы живучести и опасные разрушения конструкции могут привести к взрыву компонентов топлива. Безопасность экипажа при взрыве

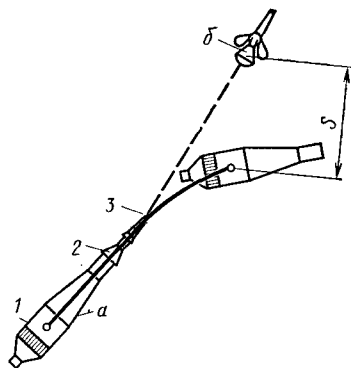


Рис. 5.41. Система аварийного спасения. Схема увода кабины с экипажем:

а — момент включения двигателя увода; б — момент окончания работы двигателя увода; S — минимальное расстояние между кабиной и носителем; 1 — носитель; 2 — кабина с экипажем; 3 — двигатель увода

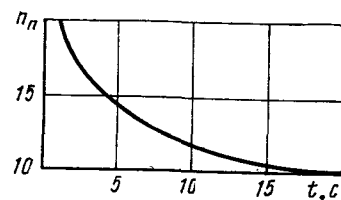


Рис. 5.42. Зависимость предельных перегрузок n_n , переносимых человеком в направлении спина — грудь, от продолжительности действия

определяется, в первую очередь, расстоянием между эпицентром взрыва и экипажем, а также прочностью кабины экипажа.

Основным опасным фактором для экипажа является давление во

фронте ударной волны, которое убывает обратно пропорционально кубу расстояния до эпицентра взрыва. Обеспечить безопасное расстояние можно своевременным уводом кабины с экипажем специальным двигателем аварийного спасения (рис. 5.41). Оценим минимальное время, необходимое для увода кабины с экипажем.

Предельно допустимые перегрузки, переносимые человеком в направлении спина — грудь [33] в зависимости от времени их действия, — от 20 до 10 (рис. 5.42).

Ударные перегрузки кабины с экипажем для кораблей типа «Союз», «Аполлон» с баллистическим коэффициентом $p_x \approx 6,0$ кН/м² не превысят $n_x = 20$, если избыточное давление во фронте ударной волны

$$\Delta p < n_x p_x = 20 \cdot 6,0 = 1,2 \cdot 10^2 \text{ кН/м}^2 \text{ или } 1,2 \cdot 10^5 \text{ Па,}$$

что при детонации ≈ 1000 т ракетного топлива имеет место на удалении примерно 100 м.

Аппроксимируя предельно переносимую человеком перегрузку (см. рис. 5.42), получаем

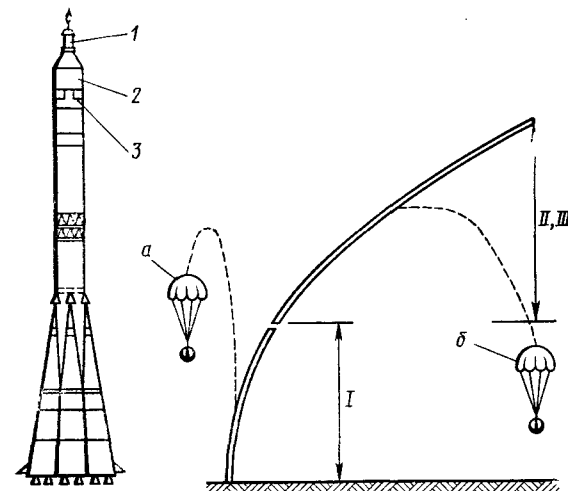
$$n_{\max} = 10 + 10/t. \quad (5.69)$$

Приблизительно расстояние между кабиной экипажа и МЛА в зависимости от располагаемого времени увода определяем по формуле

$$S = 0,5g_0 n_{\max} t^2 \approx 50t^2 + 50t. \quad (5.70)$$

Рис. 5.43. Схема работы системы аварийного спасения на носителе «Союз»:

I — активный участок первой ступени; II, III — активные участки второй и третьей ступени; а — увод кабины с экипажем с набором не менее 1600 м высоты при аварии носителя на участке от момента старта до момента сброса ДУ САС; б — отделение кабины с экипажем и осуществление приземления по штатной схеме при аварии носителя после сброса ДУ САС; 1 — ДУ САС; 2 — кабина с экипажем; 3 — стабилизаторы для обеспечения аэродинамической устойчивости



Для рассматриваемого примера минимальное время для увода кабины экипажа ($S = 100$ м)

$$t = -0,5 + \sqrt{0,5^2 + \frac{S}{50}} \approx 1 \text{ с.}$$

Из изложенного очевидны требования к компоновочной и конструктивно-силовой схемам МЛА:

— кабина с экипажем должна размещаться возможно дальше от двигательной силовой установки (наиболее вероятного потенциального источника неисправностей) в носовой части ракетно-космической системы и конструктивно иметь возможность беспрепятственно уводиться специальным двигателем аварийного спасения. На рис. 5.43 показано размещение кабины с экипажем и двигателей аварийного спасения на ракетно-космической системе «Союз»;

— конструктивно-силовые элементы кабины с экипажем и двигательной установки аварийного спасения должны допускать предельно переносимую человеком перегрузку для быстрого достижения безопасного удаления.

В качестве примера рассмотрим решение вопросов безопасности экипажа при разработке американского корабля «космический челнок» (см. рис. 5.9).

Кабина экипажа и жидкостная силовая установка размещены непосредственно на орбитальном самолете на расстоянии примерно 20 м друг от друга. Запасы жидкого кислорода и жидкого водорода в подвесном отсеке находятся как вблизи кабины экипажа, так и вблизи силовой установки. Кабина экипажа не имеет специального двигателя аварийного спасения. Таким образом, пожар, а тем более взрыв в районе силовой установки или подвесного топливного отсека на ракете-носителе «космический чел-

нок» для обеспечения безопасности экипажа должны быть исключены, что ставит перед разработчиками технически более сложную задачу, чем увод кабины с экипажем от эпицентра взрыва.

Отметим также более жесткие ограничения на начальные кинематические параметры орбитального самолета для успешной посадки по сравнению с ограничениями при использовании систем приземления кораблей типа «Союз», «Аполлон».

Для парашютно-реактивной системы приземления практически необходим только запас высоты, обеспечивающей раскрытие парашюта. Для орбитального самолета необходимы уже вполне определенные диапазоны сочетаний начальных высот, скорости, наклона траектории и удаления от посадочной полосы, чтобы при движении по инерции и с использованием аэродинамического качества осуществить успешную посадку. Указанные требования существенно осложняют решение вопросов безопасности.

Так, из числа возможных нештатных ситуаций для МЛА «космический челнок» специальными мероприятиями должны быть исключены:

- 1) — незапуск одного из твердотопливных ускорителей;
- 2) — потеря управляемости в случае отказа поворотного сопла одного из твердотопливных ускорителей.

В нештатных ситуациях, когда запасов топлива на борту недостаточно для выведения корабля «космический челнок» на ОИСЗ, алгоритм обеспечения безопасности должен привести орбитальный самолет в «коридор» по высоте, величине и направлению скорости, а также по удалению от посадочной площадки.

5.7. ВЫБОР КОМПОНОВОЧНОЙ И КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВОЙ СХЕМ МНОГОРАЗОВЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Компоновочная схема в большой мере отражает общий замысел проектанта, концепцию новой технической разработки. Основные характеристики компоновочной схемы непосредственно вытекают из сложившихся представлений о количестве и соотношении ступеней МЛА, способе старта и типе разгонных двигателей, способах возвращения и мягкого приземления ступеней, компонентах топлива и количества двигателей в силовой установке, приемлемых технических решениях по обеспечению безопасности и живучести МЛА.

Одним из принципиальных вопросов общей разработки МЛА является выбор моноблочной или пакетной (многоблочной) компоновочной схемы ступеней. Известны преимущества и недостатки названных компоновочных схем по опыту использования в одnorазовых носителях.

В табл. 2.1 приведены сравнительные оценки основных качеств моноблочной и пакетной компоновочных схем.

Среди специфических требований к компоновочной схеме МЛА — требование минимизации затрат на разработку, изготовление, экспериментальную отработку и эксплуатацию МЛА как изделия заведомо малой серии для обозримых программ освоения космоса в ближайшие десятилетия. Количество требующихся МЛА N_n при кратности повторного использования $k=25...100$ менее 10.

Проанализируем влияние определяющих факторов на суммарные затраты C_Σ при выполнении программы транспортных перевозок определенным количеством МЛА-носителей N_n :

$$C_\Sigma = C^p(P, \gamma) + C^{и.э} N_n, \quad (5.71)$$

где C^p — затраты создания и экспериментальной отработки до нижнего предела интервала надежности — \underline{P} при коэффициенте доверия γ ; $C^{и.э}$ — затраты на изготовление и эксплуатацию одного носителя.

Для целей выбора компоновочной и конструктивно-силовой схем МЛА критерий (5.71) должен отражать влияние количества унифицированных ракетных блоков в составе ступени МЛА n^6 и влияние дополнительных механических, гидравлических и прочих связей в пакетной схеме. Полагая, что с введением каждого дополнительного ракетного блока в состав МЛА стоимость изготовления и эксплуатации увеличивается на относительную величину h :

$$C^{и.э} = C_0^{и.э} [1 + h(n^6 - 1)], \quad (5.72)$$

а стоимость экспериментальной отработки в объеме k_0 успешных испытаний унифицированного блока для подтверждения нижнего предела надежности уменьшается обратно пропорционально n^6 :

$$C^p = \frac{C_0^p}{n^6} k_0 = \frac{C_0^p}{n^6} \frac{\ln(1 - \gamma)}{\ln \underline{P}}, \quad (5.73)$$

запишем критерий (5.71) в безразмерной форме:

$$\tilde{C}_\Sigma = \frac{C_\Sigma}{C_0^{и.э}} = \frac{\ln(1 - \gamma)}{n^6 \ln \underline{P}} + N_n [1 + h(n^6 - 1)]. \quad (5.74)$$

Для МЛА-носителей как аппаратов малой серии $N_n \leq 10$ из выражения (5.74) следует влияние на суммарные транспортные затраты количества n^6 унифицированных ракетных блоков.

В диапазоне возможных значений нижнего предела надежности \underline{P} от 0,80 до 0,99 при коэффициенте доверия $\gamma=0,9$ и относительном увеличении стоимости МЛА с введением каждого унифицированного блока $h=0,05$ суммарные транспортные затраты при использовании пакетной ступени с количеством ракетных блоков от одного до восьми могут измениться вдвое и более (табл. 5.5).

Таблица 5.5

Влияние количества унифицированных блоков n^6 в составе МЛА на суммарные транспортные затраты C_{Σ} в зависимости от подтверждаемой экспериментальной отработкой нижнего предела надежности P

n^6	C_{Σ}			
	$P=0,80$	$P=0,90$	$P=0,95$	$P=0,99$
1	20,3	31,8	54,9	239
2	13,6	16,5	22,2	68,3
3	13,6	14,4	15,8	27,3
8	17,2	17,3	17,7	20,6
16	25,0	25,1	25,2	25,9

В связи с преимуществом членения разгонной ступени МЛА на унифицированные блоки целесообразно компоновочные решения, условия эксплуатации, конструктивное исполнение предусматривать так, чтобы избежать или по возможности уменьшить следующие недостатки (см. табл. 2.1):

— повышенную трудоемкость сборочных работ для разгонной ступени пакетной схемы, что практически несущественно при сохранении пакета в собранном виде в процессе всего периода эксплуатации и достаточно больших кратностях повторного использования материальной части;

— удорожание разгонной ступени пакетной схемы вследствие дополнительных механических, гидравлических, электрических и прочих связей между ракетными блоками связи, что в известной мере может компенсироваться снижением затрат при увеличении серии однотипных блоков, меньшей размерности, отказом от межбачковых отсеков при размещении только одного компонента на каждом блоке, снижением нагрузок и соответственно стоимости конструкции при хотя бы частичной непосредственной передаче усилий от силовой установки на полезную нагрузку;

— увеличение программы экспериментальной отработки одиночного ракетного блока для пакетной ступени по сравнению с программой для моноблочной ступени, что компенсируется уменьшением размерности и стоимости материальной части для наземной экспериментальной отработки и, что не менее важно, но не было учтено в предыдущих рассуждениях, уменьшением потребной размерности дорогостоящих наземных стендов.

Конечно, многоблочная компоновочная схема для разгонных ступеней МЛА может быть целесообразной в тех случаях, когда космическая программа предусматривает массовое выведение на ОИСЗ тяжелых полезных грузов. В случаях космических программ с небольшими нагрузками или единичными запусками тяжелых полезных грузов целесообразны моноблочные ступени МЛА или даже одноразовые носители, как и подчеркивалось в гл. 2.

В качестве иллюстративного примера существенного влияния компоновочных решений на экономичность транспортных программ рассмотрим компоновочную и конструктивно-силовую схему системы «космический челнок» (см. рис. 5.9).

Разгонная ступень системы образована двумя твердотопливными ускорителями, соединенными механическими связями с центральным подвесным топливным отсеком и орбитальным самолетом с кислородно-водородными двигателями, установленным на центральном топливном отсеке с запасами кислорода и водорода. Управление разгонной ступенью осуществляется качанием сопел твердотопливных ускорителей в двух плоскостях на угол $\pm 8^\circ$ и качанием кислородно-водородных двигателей на угол $\pm 11^\circ$ по тангажу и на угол $\pm 9^\circ$ по рысканию.

Компоновочные и прочностные решения позволяют первой ступени нормально функционировать при скоростном напоре не более $25,0 \text{ кН/м}^2$ и производить отделение твердотопливных ускорителей при скоростном напоре не более $2,5 \text{ кН/м}^2$.

Конструктивно-силовые схемы крепления твердотопливных ускорителей к центральному топливному отсеку, конструкторские решения по восприятию нагрузок центральным отсеком и крепления орбитального самолета к центральному топливному отсеку показаны на рис. 5.9—5.11. Нагрузки от тяги твердотопливных ускорителей передаются на верхний силовой пояс центрального подвесного отсека. Верхний силовой пояс состоит из силового шпангоута с балкой и усиленными лонжеронами в межбачковом отсеке для равномерной передачи на обечайку подвесных баков сосредоточенных усилий.

Нижний силовой пояс образован силовыми шпангоутами на центральном отсеке и твердотопливных ускорителях, связанных механически и воспринимающих поперечные нагрузки.

Совместно с силовыми шпангоутами работают днища надутых баков подвесного отсека, что повышает жесткость силовых поясов, но создает возможность разгерметизации в зонах восприятия сосредоточенных усилий. Нижний силовой пояс воспринимает также усилия от орбитального самолета (кислородно-водородной двигательной установки) по трем осям и частично моменты.

Давление наддува в баке окислителя центрального подвесного отсека $(1,5 \pm 0,1) \cdot 10^5 \text{ Па}$, в баке горючего $(2,3 \pm 0,1) \cdot 10^5 \text{ Па}$.

Для конструктивно-силовой схемы орбитального самолета характерно ослабление, вызванное вырезом для створок грузового отсека. Практически все усилия от момента из-за несимметричной установки двигателей воспринимаются корытообразным профилем средней части фюзеляжа.

Рассмотрим компоновочную схему системы «космический челнок» по критериям качества, определяющим экономичность транспортных перевозок.

На первой и второй ступенях системы «космический челнок» применены дорогостоящие топлива; логично было бы ожидать

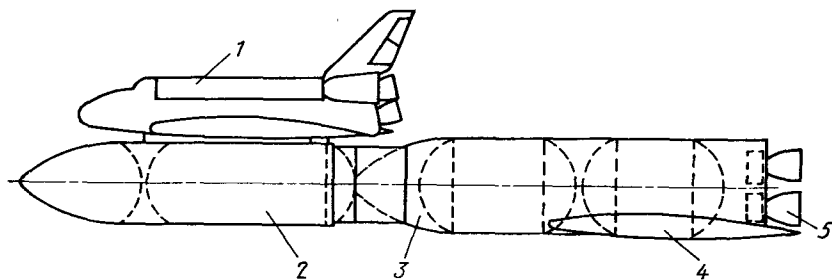


Рис. 5.44. Вариант МЛА «космический челнок» с разгонным блоком от первой ступени ракеты-носителя «Сатурн-V»:

1 — орбитальный самолет; 2 — уменьшенные сбрасываемые топливные баки второй ступени; 3 — переходной отсек; 4 — РБ первой ступени «Сатурн-V»; 5 — жидкостные двигатели

снижения затрат на запуск при переходе на компоненты керосин — кислород. Такие оценки выполнены в США применительно к варианту системы «космический челнок» с разгонным блоком от первой ступени носителя «Сатурн-У» и соответственно уменьшенным центральным подвесным отсеком (рис. 5.44). Стоимость запуска системы «космический челнок» с дешевыми компонентами топлива и уменьшенным центральным одноразовым отсеком с применением водорода снижается с ≈ 15 до ≈ 10 млн. долл., т. е. на 33%.

Спасение и повторное использование твердотопливных ускорителей системы «космический челнок» связано с большим объемом транспортных и регламентно-восстановительных работ и в том числе со сложностями повторного снаряжения (рис. 5.45). Практически относительные разовые затраты достигают величины 0,5, и суммарные транспортные расходы в зависимости от азимута запуска составляют 50—80% от аналогичных затрат одноразовых носителей.

Использование спасаемой жидкостной разгонной ступени для системы «космический челнок» открывает путь к снижению разовых затрат и повышению экономичности транспортных перевозок (рис. 5.46).

В предыдущем разделе уже рассматривались трудности с обеспечением безопасности полетов на МЛА «космический челнок». Дополнительно укажем на несоответствие характеристик орбитального самолета тенденциям уменьшения доли возвращаемых грузов в общем грузопотоке и на связанное с этим дополнительное снижение экономичности системы «космический челнок».

В табл. 5.6 приведены прогнозы грузопотока между Землей и ОИСЗ для США.

Грузовой отсек орбитального самолета выбран из условия возвращения около 50% максимально возможного выводимого на ОИСЗ груза. Из таблицы следует, что даже в США поток возвращаемых на землю грузов не ожидается более 25%. Таким образом, в подавляющем большинстве случаев «космический чел-

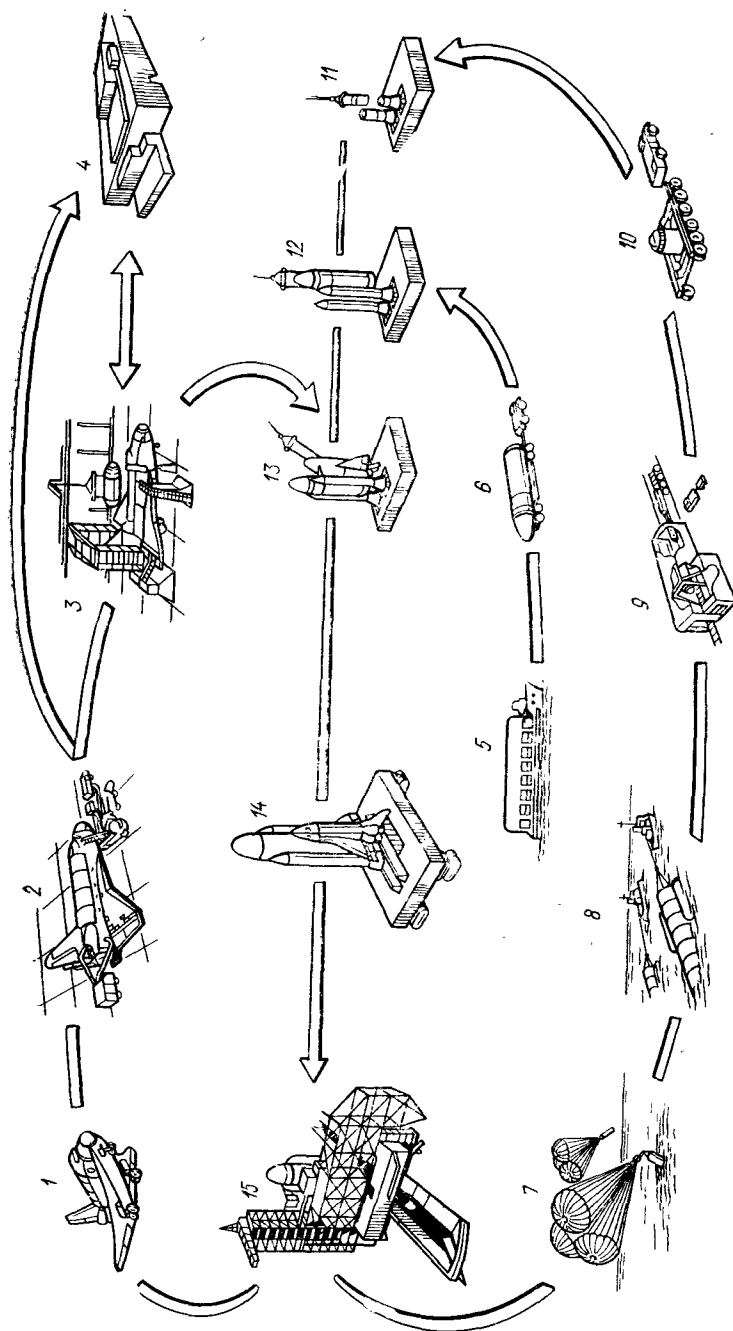


Рис. 5.45. Схема проведения наземных предполетных и послеполетных работ по обслуживанию МЛА «космический челнок»:
1 — посадка орбитального самолета; 2 — послеполетные регламентные работы; 3 и 4 — подготовка полезной нагрузки и ее установка в орбитальный самолет; 5, 6 и 12 — транспортировка и установка однофазового топливного отсека второй ступени; 7 и 8 — спасение и доставка к месту послеполетных регламентных работ твердотопливных ускорителей; 9, 10 и 11 — снаряжение порохов, транспортировка и сборка твердотопливных ускорителей на стартовом устройстве; 13 — монтаж орбитального самолета; 14 и 15 — предполетная подготовка и старт МЛА «космический челнок»

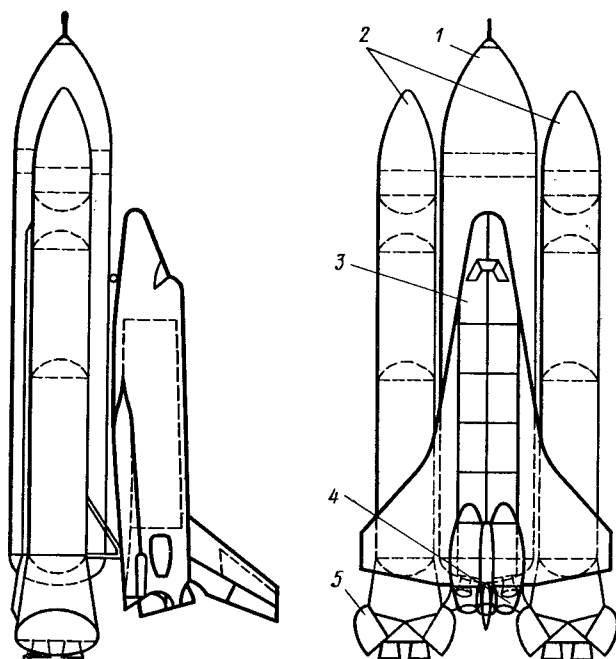


Рис. 5.46. Вариант МЛА «космический челнок» с разгонными жидкостными блоками многократного использования:

1 — топливные баки одноразового применения; 2 — спасаемые ускорители на жидком топливе; 3 — орбитальный самолет; 4 — кислородно-водородные ЖРД; 5 — створки закрытия ЖРД разгонных блоков

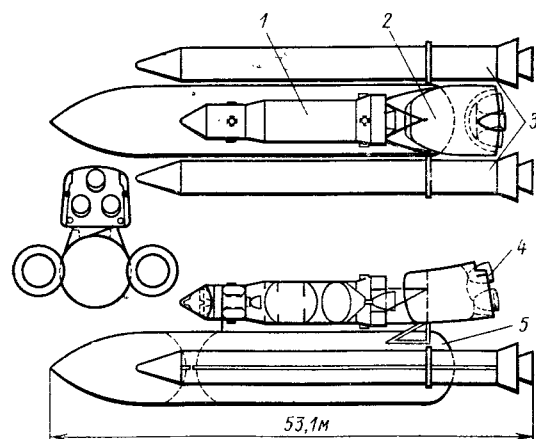


Рис. 5.47. Вариант МЛА «космический челнок» с увеличенной полезной нагрузкой до 65 т:

1 — полезная нагрузка; 2 — спасаемая часть орбитальной ступени; 3 — твердотопливные ускорители; 4 — ЖРД; 5 — топливный отсек орбитальной ступени одноразового использования

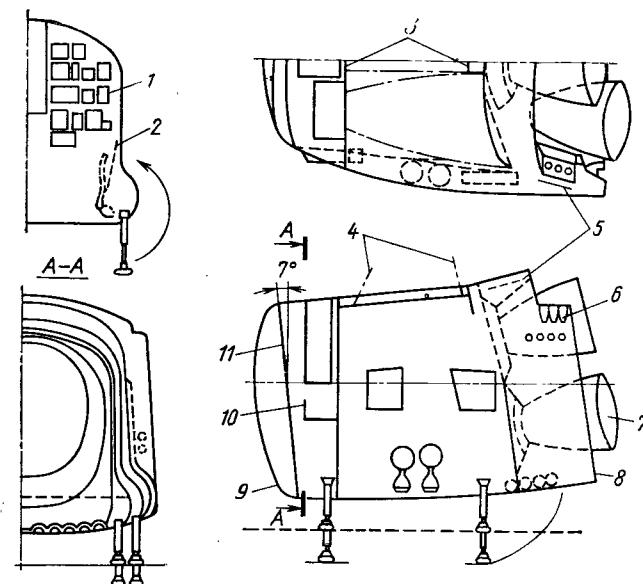


Рис. 5.48. Спасаемая часть орбитальной ступени «космический челнок» повышенной грузоподъемности:

1 — приборный отсек; 2 — шасси; 3 — парашютный контейнер; 4 — узлы подвески парашюта; 5 — блоки двигателей ориентации и стабилизации на ОИСЗ; 6 — двигатели схода с ОИСЗ; 7 — основная двигательная установка; 8 — донная защита; 9 — теплозащитный экран; 10 — люки шасси; 11 — угол для обеспечения аэродинамического качества

нок» будет возвращаться на землю недогруженным. Но перерасмеренный грузовой отсек во всех запусках будет снижать экономичность транспортных операций.

На рис. 5.47 и 5.48 по проработкам в США [3] показана система «космический челнок» с заменой орбитального самолета контейнером с полезной нагрузкой и спасаемым отсеком с кислородно-водородными двигателями. Полезная нагрузка ракетно-космической системы повышается с 29 до 65 т, а экономичность соответственно улучшается в 2,2 раза.

Таблица 5.6

Возможный уровень грузопотока	Грузопоток в течение года, т		Процент возвращаемых грузов
	Земля — ОИСЗ	ОИСЗ — Земля	
1	230	0	0
2	1800	450	25
3	9000	900	10
4	4500	900	2

СОГЛАСОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК РАКЕТНЫХ БЛОКОВ С ОСНОВНЫМИ ПРОЕКТНЫМИ ПАРАМЕТРАМИ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАКЕТ И РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

Вопросы согласования основных проектных параметров с характеристиками двигательных установок (ДУ) ракетных блоков являются узловыми при проектировании летательных аппаратов и лежат на стыке деятельности специалистов, занимающихся как проектированием собственно ракет, так и разработкой двигателей. Поэтому проектирование двигательных установок ракетных блоков должно проводиться в комплексе со всеми системами и агрегатами БР и РН, так как выбор их характеристик может в значительной степени зависеть от характеристик этих систем и, в свою очередь, оказывать на них значительное влияние. Так, например, для двигателей, работающих на жидких компонентах топлива давление на входе в насосы определяет не только массу турбонасосного агрегата, а, следовательно, и ЖРД, но и массу системы наддува и топливного отсека летательного аппарата в целом. Возможны случаи, когда одиночные ЖРД, обладающие высокими энергетическими и массовыми характеристиками, не будут являться оптимальными для ДУ ракетных блоков БР и РН.

Таким образом, при выборе основных проектных параметров БР и РН необходимо располагать основными характеристиками ЖРД в составе двигательных установок ракетных блоков и обеспечивать взаимосвязь их с параметрами самого аппарата. Среди совокупности основных проектных параметров, определяющих летно-технические характеристики, заданные техническими требованиями, удельная тяга ДУ является наиболее весомым параметром.

Удельные тяги, характеризующие энергетическое совершенство ЖРД, определяются физико-химическими характеристиками компонентов топлива, давлениями в камерах сгорания и в выходных сечениях сопел, соотношением расходов компонентов топлива, совершенством процессов горения и истечения газов из сопел. Кроме того, в массовые соотношения БР и РН входят в качестве исходных данных обобщенные массовые характеристики — удельные массы ДУ ракетных блоков ступеней $\gamma_{д.у} = g_0 M_{д.у} / P_{д.у}$, характеризующие их конструктивное совершенство. Удельная масса ДУ ракетных блоков влияет на основные проектные параметры $\mu_{кп}$, n_i и массу полезной нагрузки $\mu_{п.л.}$.

Значение удельных тяг и соответствующая им удельная масса ЖРД при выбранных компонентах топлива определяется на первом этапе проектирования на основе статистической обработки характеристик ДУ ракетных блоков — аналогов уже созданных аппаратов, либо на основе теоретических расчетов. При обработке статистических данных необходимо учитывать взаимозависимость энергетических характеристик ДУ ракетных блоков и их зависимость от внешних факторов, определяющих режимы работы на активном участке траектории.

6.1. ХАРАКТЕРИСТИКИ ОДИНОЧНЫХ ЖИДКОСТНО-РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ И ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК РАКЕТНЫХ БЛОКОВ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАКЕТ И РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

Основным элементом двигательных установок жидкостных ракет различного назначения является одиночный ЖРД, представляющий собой тепловой двигатель, в котором химическая энергия жидких компонентов топлива превращается в тепловую, а затем в кинетическую энергию продуктов сгорания, истекающих из сопла. Результирующая газодинамических сил, действующих на камеру сгорания с соплом при истечении через него продуктов сгорания в окружающее пространство, создает тягу ЖРД.

От выбранного типа и схемы ЖРД, используемых в нем жидких компонентов топлива, от его энергетических и массовых характеристик в значительной степени зависят летно-технические характеристики БР и РН.

В дальнейшем будем различать характеристики одиночных ЖРД и двигательных установок, в состав которых они входят. Двигательные установки ракетных блоков БР и РН могут быть одно- и многодвигательными. Но независимо от числа одиночных ЖРД, их характеристики отличаются от характеристик ДУ ракетных блоков вследствие установки на борту дополнительных систем и агрегатов, необходимых для обеспечения нормальной работы ЖРД в полете. Состав и функции этих агрегатов и систем зависят от схемы ЖРД.

По способу подачи компонентов топлива одиночные ЖРД делят на две основные группы:

а) двигатели с вытеснительной системой подачи, у которых нет турбонасосного агрегата (ТНА) $p_6 > p_k$;

б) двигатели с турбонасосной системой подачи, у которых $p_6 \ll p_k$, где p_6 — давление в баках; p_k — давление в камере сгорания.

По числу камер сгорания ЖРД делят на:

а) однокамерные, имеющие в своем составе одну камеру;

б) многокамерные, имеющие в своей конструкции несколько камер сгорания. В этом случае в число камер сгорания могут входить специальные управляющие камеры, питаемые от собственного или от общего ТНА.

Основными характеристиками одиночного ЖРД, определяющими состав и характеристики ДУ ракетных блоков, а следовательно, и летно-технические характеристики БР и РН, являются:

- 1) тяга на максимальном расчетном режиме на уровне моря (для ЖРД первых ступеней) P_0 ;
- 2) тяга на этом же режиме в пустоте P_H ;
- 3) удельная тяга на уровне моря (для ЖРД первых ступеней) $p_{уд.0}$;
- 4) удельная тяга в пустоте $p_{уд.н}$;
- 5) секундный массовый расход \dot{m}^0 ;

- 6) соотношение секундных массовых расходов $K^0 = \frac{\dot{m}_{ок}^0}{\dot{m}_г^0}$;
- 7) удельная масса одиночного ЖРД, отнесенная к тяге $\gamma_{л.у}^0 = \frac{g_0 M_{дв}^0}{P_H}$;

- 8) минимально допустимое давление на входе в насосы окислителя и горючего $p_{ок}^{min}$ и $p_{г}^{min}$.

Зная \dot{m}^0 и K^0 секундные массовые расходы окислителя и горючего находим из очевидных соотношений:

$$\dot{m}^0 = \dot{m}_{ок}^0 + \dot{m}_г^0; \quad \dot{m}_{ок}^0 = \frac{K^0}{1 + K^0} \dot{m}^0; \quad (6.1)$$

$$\dot{m}_г^0 = \frac{1}{1 + K^0} \dot{m}^0, \quad (6.2)$$

а зная плотность компонентов топлива $\rho_{ок}$ и $\rho_г$ и K^0 , определяем плотность топлива по формуле

$$\rho_t = \frac{\rho_{ок} \rho_г (1 + K^0)}{\rho_{ок} + \rho_г K^0}. \quad (6.3)$$

Для определения основных характеристик ЖРД используем следующие соотношения:

$$P_0^0 = \dot{m}^0 c_a + S_a (p_a - p_0); \quad (6.4)$$

$$P_H^0 = \dot{m}^0 c_a + S_a (p_a - p_H); \quad (6.5)$$

$$P_H^0 = \dot{m}^0 c_a + S_a p_a, \quad (6.6)$$

где c_a — скорость истечения газов в выходном сечении сопла; S_a — площадь выходного сечения сопла; p_0 , p_H — давление атмосферы на уровне моря и на высоте соответственно.

Для определения удельной тяги можно использовать следующие соотношения:

$$p_{уд.0}^0 = \frac{P_0^0}{\dot{m}^0 g_0} = \frac{c_a}{g_0} + \frac{S_a (p_a - p_0)}{g_0 \dot{m}^0} = \frac{c_{H.эф}}{g_0}; \quad (6.7)$$

$$p_{уд.н}^0 = \frac{P_H^0}{\dot{m}^0 g_0} = \frac{c_a}{g_0} + \frac{S_a (p_a - p_H)}{g_0 \dot{m}^0} = \frac{c_{H.эф}}{g_0}; \quad (6.8)$$

$$p_{уд.н}^0 = \frac{P_H^0}{g_0 \dot{m}^0} = \frac{c_a}{g_0} + \frac{S_a p_a}{g_0 \dot{m}^0} = \frac{c_{п.эф}}{g_0}, \quad (6.9)$$

где $p_{уд.0}^0$, $p_{уд.н}^0$, $p_{уд.н}^0$ — удельная тяга ЖРД на уровне моря, на высоте и в пустоте соответственно; $c_{0.эф}$, $c_{п.эф}$, $c_{н.эф}$ — эффективные скорости истечения на уровне моря, на высоте и в пустоте. Для определения c_a можно использовать формулу,

$$c_a = \varphi \sqrt{2 g_0 \frac{n}{n-1} R_k T_k \left[1 - \left(\frac{p_a}{p_k} \right)^{\frac{n-1}{n}} \right]}, \quad (6.10)$$

где n — показатель политропы, зависящий от физико-химических свойств топлива и соотношения секундных массовых расходов K^0 ; $R_k T_k$ — теплосодержание продуктов сгорания ЖРД; $\varphi = c_a / c_{a теор}$ — коэффициент совершенства процессов сгорания и истечения ЖРД; p_k и p_a — давление в камере сгорания и на срезе сопла соответственно.

Теоретически максимальная скорость истечения следует из формулы (6.10) при $(p_k / p_a) \rightarrow \infty$

$$\max c_{a теор} = \sqrt{2 g_0 \frac{n}{n-1} R_k T_k}, \quad (6.11)$$

и для данного сопла (при данном $f_a = \frac{S_a}{S_{кр}}$) не зависит от величины давления в камере сгорания p_k , а зависит только от температуры в камере сгорания T_k и газовой постоянной R_k . У двигателя, работающего на данной горючей смеси с постоянной плотностью сгорания и имеющего постоянную температуру сгорания, скорость истечения не зависит ни от p_k , ни от p_H , т. е.

$$c_{a теор} = c(T_k, f_a); \quad (6.12)$$

$$p_a = p(p_k, f_a).$$

В зависимости от давления в выходном сечении сопла (степени расширения газов $\frac{p_a}{p_0}$ или уширения сопла $\frac{S_a}{S_{кр}}$) ЖРД классифицируют на две группы:

- а) невысотные, у которых p_a немного меньше p_0 ;
- б) высотные, у которых p_a существенно меньше p_0 . Высотный ЖРД на оптимальном режиме $P_H^0 = \max P_H^0$ работает при $p_a = p_H$, т. е. на расчетной высоте $H_{расч}$. Тяга двигателя при работе сопла на нерасчетном режиме всегда меньше тяги ЖРД, получаемой при расчетном режиме работы камеры сгорания, что наглядно следует из рис. 6.1. При существенном уменьшении p_a у ЖРД, работающих в земных условиях, может наступить отрыв

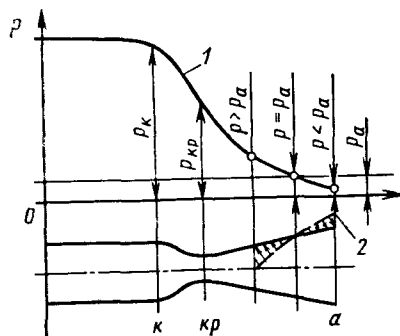


Рис. 6.1. К изменению давления в двигателе, работающем на нерасчетном режиме:

1 — давление по оси сопла; 2 — результирующее давление по поверхности сопла

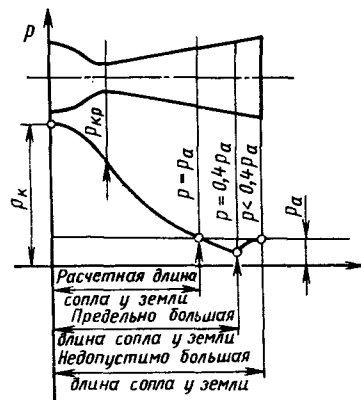


Рис. 6.2. Условия отрыва газового потока от стенок сопла и возникновения пульсаций

газового потока от стенок сопла (рис. 6.2), что приведет к значительному снижению тяги на земле и нежелательным пульсациям давления. ЖРД ракетных блоков первых ступеней, стартующих с земли и работающих большую часть времени в разреженных слоях атмосферы, целесообразно выполнять высотными, но без пульсаций. Так как практически отрыв газового потока от стенок сопла происходит при $(p_a/p_0) \sim 0,3...0,4$, давление в выходных сечениях сопел у этих ЖРД целесообразно выбирать большим $0,4 \cdot 10^5$ Па. У двигательных установок блоков последующих ступеней БР и РН давление в выходных сечениях сопел для увеличения $p_{уд}$ целесообразно выбирать из следующих соображений.

С уменьшением p_a увеличивается площадь выходного сечения S_a и длина l_c сопла, а следовательно, и масса ЖРД. В свою очередь с увеличением длины может увеличиться также длина и масса конструкции хвостовых и межблочных отсеков ступеней.

Очевидно, существует для каждого ЖРД ракетного блока БР и РН оптимальное давление в выходном сечении сопла $p_{a \text{ опт}}$, при котором конечная скорость соответствующей ступени с учетом утяжеления конструкции будет максимальной. Согласование высотности ЖРД и характеристик ступени — один из важных вопросов разработки ДУ ракетного блока.

Значительное влияние на состав, принципиальную схему и характеристики ДУ ракетных блоков с ЖРД оказывает система подачи компонентов топлива в камеру сгорания.

ЖРД с вытеснительной системой подачи компонентов топлива из баков в камеру сгорания обычно проще и надежнее, чем ЖРД, использующий турбонасосную систему подачи, но по сравнению с ним (при прочих равных условиях) обладает существенным недостатком — значительно большей массой топливного от-

сека. Кроме того, масса топливного отсека ДУ с этими ЖРД увеличивается пропорционально увеличению давления в камере сгорания, в то время как масса топливного отсека при турбонасосной системе подачи в первом приближении практически от давления в камере сгорания не зависит.

Очевидно, при одинаковой тяге P и удельном импульсе $p_{уд}$ относительная удельная масса собственно двигателя с вытеснительной подачей меньше, чем у двигателя с турбонасосным агрегатом:

$$\gamma_d^{ВП} < \gamma_d^{ТНА};$$

$$\gamma_d^{ВП} = \gamma_k^{ВП} + \gamma_{арм}^{ВП};$$

$$\gamma_d^{ТНА} = \gamma_k^{ТНА} + \gamma_{арм}^{ТНА} + \gamma_{ТНА},$$

где индексы «к», «арм», «тна», «д» относятся к камере сгорания, арматуре, турбонасосному агрегату и двигателю в сборе соответственно, а ВП и ТНА — к вытеснительной и турбонасосной системе подачи топлива.

При равных относительных запасах топлива для рассматриваемых двигателей $\mu_t = \mu_t^{ВП} = \mu_t^{ТНА}$ относительная масса топливного отсека при двигателе с вытеснительной подачей будет больше, чем относительная масса топливного отсека с двигателем, имеющим турбонасосную систему подачи, так как $\mu_{т.о}^{ВП} \gg \mu_{т.о}^{ТНА}$, поскольку $a_{т.о}^{ВП} \gg a_{т.о}^{ТНА}$.

Для относительных масс ДУ с вытеснительной и турбонасосной системой подачи компонентов топлива в камеру сгорания

$$\mu_{д.у}^{ВП} = \mu_d^{ВП} + \mu_{т.о}^{ВП} = \gamma_d^{ВП} n + a_{т.о}^{ВП} \mu_t; \quad (6.13)$$

$$\mu_{д.у}^{ТНА} = \mu_d^{ТНА} + \mu_{т.о}^{ТНА} = \gamma_d^{ТНА} n + a_{т.о}^{ТНА} \mu_t, \quad (6.14)$$

Неравенство

$$\mu_{д.у}^{ВП} \leq \mu_{д.у}^{ТНА} \quad (6.15)$$

выполняется при

$$(a_{т.о}^{ВП} - a_{т.о}^{ТНА}) \mu_t \leq \gamma_{ТНА} n$$

и

$$\gamma_k^{ВП} = \gamma_k^{ТНА}; \quad \gamma_{арм}^{ВП} = \gamma_{арм}^{ТНА}.$$

Из рассмотрения данных зависимостей можно сделать следующий вывод: ЖРД с вытеснительной системой подачи целесообразно применять, когда летательному аппарату необходимо сообщить большие ускорения при малых запасах топлива.

Для рассматриваемых классов транспортных ЛА, совершенство которых определяется максимально возможными значениями удельных тяг и относительных масс топлива при сравнительно небольших начальных перегрузках, целесообразно применение ДУ с ЖРД, имеющих турбонасосные системы подачи. Этот вы-

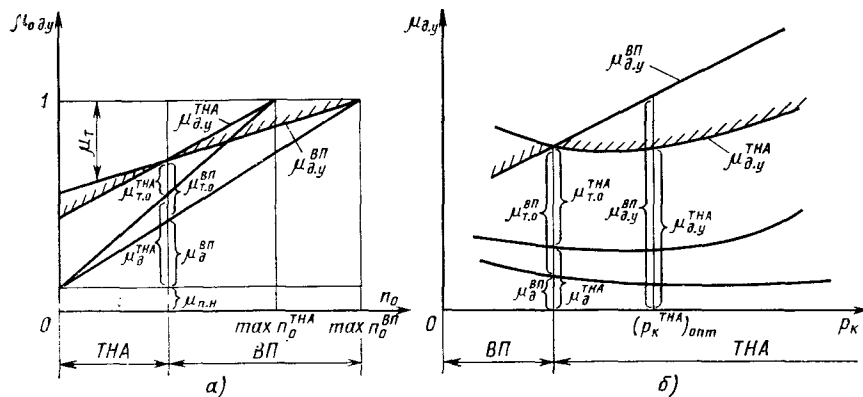


Рис. 6.3. Области применения турбонасосной и вытеснительной систем подачи: а — зависимости относительной массы двигательной установки от начальной перегрузки p_0 при вытеснительной ВП и турбонасосной подаче ТНА; б — зависимости относительной массы двигательной установки от давления в камере сгорания p_k и типа системы подачи

вод подтверждает и характер изменения относительных масс ДУ с ЖРД, имеющих вытеснительную и турбонасосную системы питания, в зависимости от давлений в камере сгорания и от начальных перегрузок p_0 (рис. 6.3). Из графика видно, что относительная масса ДУ с вытеснительной подачей увеличивается с увеличением давления в камере сгорания, а относительная масса ДУ ЖРД, имеющих турбонасосную подачу, падает, достигая минимального значения в области сравнительно больших давлений в камере сгорания.

Границы областей применения ЖРД с различными системами подачи, вообще говоря, условны и будут, очевидно, меняться при совершенствовании их массовых и энергетических характеристик.

Совершенствование ЖРД с вытеснительными системами подачи осуществляется в направлении улучшения массовых характеристик аккумуляторов давления (переход от воздушных аккумуляторов к гелиевым, пороховым, жидкостным и др.) и за счет уменьшения относительных масс баков при применении новых высокопрочных материалов.

Совершенствование ЖРД с турбонасосной подачей осуществляется как в направлении улучшения массовых, так и энергетических характеристик. Улучшение массовых характеристик двигательных установок с ЖРД осуществляется за счет уменьшения давлений на входе в насосы, а энергетических — за счет повышения давления в камере сгорания.

Поэтому в двигательных установках БР и РН наибольшее применение получили ЖРД с турбонасосными системами подачи компонентов топлива в камеру сгорания. Известны две группы ЖРД с турбонасосными системами подачи, принципиально отли-

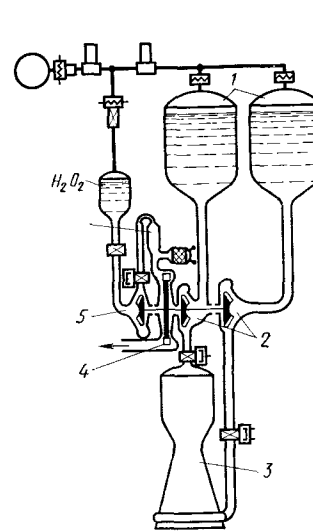


Рис. 6.4. ЖРД «открытой» схемы с газогенератором, работающим на однокомпонентном топливе (H_2O_2):

1 — основные компоненты; 2 — насосы на магистралях основных компонентов; 3 — камера сгорания; 4 — турбина; 5 — насос для подачи компонента в газогенератор; 6 — газогенератор

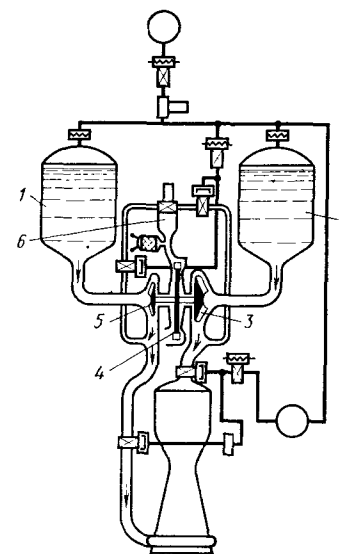


Рис. 6.5. ЖРД «открытой» схемы с газогенератором, работающим на основных компонентах топлива:

1 и 2 — компоненты топлива; 3 и 5 — насосы; 4 — турбина; 6 — газогенератор

чающихся использованием отработанного рабочего тела после турбины. Это ЖРД с турбонасосной системой подачи, у которых газ после турбины через специальные или рулевые сопла выбрасывается за борт, минуя камеру сгорания (так называемая «открытая» схема с автономной турбиной), и ЖРД с турбонасосной системой подачи, у которых газ после турбины поступает в камеру сгорания и там дожигается (так называемая «замкнутая» схема с дожиганием).

Для ЖРД с ТНА «открытой» схемы суммарный расход компонентов топлива \dot{m}^0

$$\dot{m}^0 = \dot{m}_{к.с} + \dot{m}_{тб}, \quad (6.16)$$

где $\dot{m}_{к.с}$ — расход топлива через камеру сгорания; $\dot{m}_{тб}$ — расход компонентов топлива через турбину.

Известны две разновидности ЖРД с ТНА «открытой» схемы: с однокомпонентным газогенератором, питающим турбину и работающим на специальном топливе (рис. 6.4), и с двухкомпонентным газогенератором, питающим турбину и работающим на основных компонентах топлива (рис. 6.5).

Существуют две разновидности «замкнутых» схем: схема «газ — жидкость», когда один из компонентов топлива полностью проходит через турбину ТНА в газообразном состоянии, а второй —

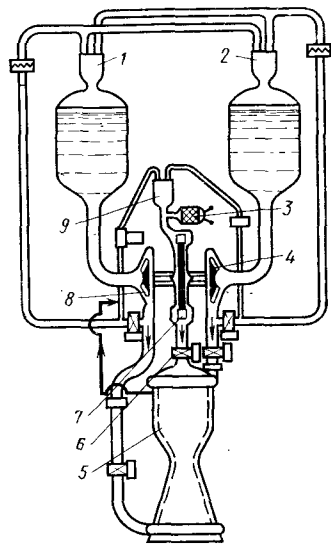


Рис. 6.6. ЖРД «замкнутой» схемы через насос (свой) в жидком типа «газ — газ»:

1 и 2 — компоненты топлива; 3 — стартовая шайка; 4 и 8 — насосы; 5 — камера сгорания; 6 — выхлоп турбины; 7 — турбина; 9 — газогенератор

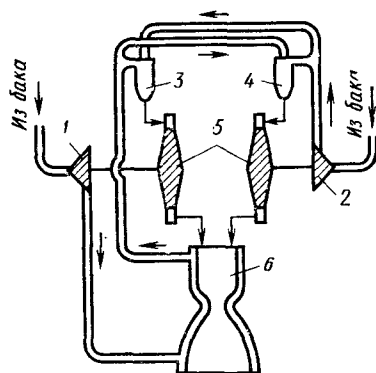


Рис. 6.7. ЖРД «замкнутой» схемы типа «газ — газ»:

1 — насос горючего; 2 — насос окислителя; 3 — восстановительный газогенератор; 4 — окислительный газогенератор; 5 — турбины; 6 — камера сгорания

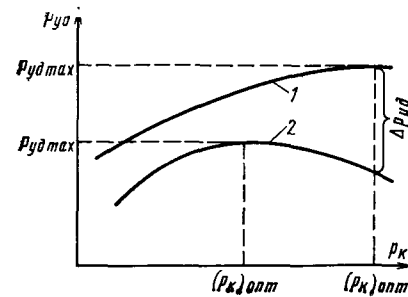


Рис. 6.8. Зависимость удельного импульса $p_{уд}$ от давления в камере сгорания p_k для схемы ЖРД:

1 — «замкнутой»; 2 — «открытой»

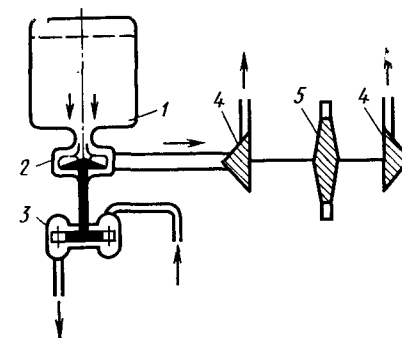


Рис. 6.9. Установка бустерных насосов в турбонасосной системе подачи топлива в ЖРД:

1 — бак с компонентом топлива; 2 — бустерный насос; 3 — газовая турбина бустерного насоса; 4 — основные насосы компонентов топлива; 5 — турбина основных насосов

с ростом p_k непрерывно возрастает, поэтому у ЖРД с «замкнутыми» схемами турбонасосных систем подачи оптимальное давление в камере сгорания, а следовательно, и максимальная удельная тяга больше, а габаритные размеры существенно меньше, чем у ЖРД с турбонасосной подачей «открытой» схемы.

С целью улучшения массовых характеристик ДУ с ЖРД, имеющих турбонасосную систему, наиболее эффективна установка бустерных насосов или преднасосов в системах питания (рис. 6.9), повышающих давление компонентов топлива на входе в ТНА. При этом низкое потребное давление на входе в бустерные насосы дает возможность существенно уменьшить давление наддува баков, а следовательно, и массы конструкций баков, газов наддува и элементов конструкции систем наддува баков.

Привод бустерных насосов осуществляется газовой турбиной, газ для которой вырабатывается в специальном газогенераторе или отбирается на выходе из основной турбины. Газ после турбины обычно выбрасывается в окружающую среду, что приводит к некоторому уменьшению эффективной удельной тяги двигателя, и это нужно учитывать при уточнении характеристик двигательной установки РБ. В ЖРД с предкамерной турбиной увеличение мощности турбины в результате отбора газа на бустерный насос не приводит к уменьшению удельной тяги, а требует только повышения давления и температуры газа в газогенераторе. Выбор системы наддува топливных баков, а также определение целесообразности включения в ее состав бустерных насосов относятся также к числу возможных вопросов согласования характеристик ЖРД и ракетного блока. Не менее важен и правильный выбор компонентов топлива для ракетного блока, рассмотрение которого начнем с анализа жидких топлив.

6.2. ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЖИДКИХ РАКЕТНЫХ ТОПЛИВ, ИХ ВЛИЯНИЕ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ЖИДКОСТНО-РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Источником энергии ЖРД являются химические компоненты топлива. Энергия компонентов топлива в результате химической реакции горения сначала преобразуется в тепловую энергию, а затем в кинетическую энергию продуктов сгорания, истекающих из камеры сгорания через сопло. Компонент топлива, подвергающийся окислению в процессе сгорания в камере сгорания, принято называть горючим, а компонент, окисляющий горючее, — окислителем.

Наибольшее распространение в ЖРД получили двухкомпонентные жидкие топлива, отдельно хранимые и подаваемые в камеру сгорания ЖРД. Применяемые в настоящее время двухкомпонентные топлива делятся на:

- 1) несамовоспламеняющиеся, требующие для своего воспламенения дополнительного источника тепла;
- 2) самовоспламеняющиеся, у которых воспламенение происходит при контакте между собой без дополнительного источника тепла.

Основные требования, предъявляемые к топливу ракетных блоков с ЖРД.

1. Высокие значения удельных тяг, обеспечивающих требуемые значения тяг при меньших секундных расходах.

2. Большая плотность, обеспечивающая размещение требуемой массы топлива в меньших объемах топливных баков.

3. Низкая температура замерзания (не выше -40°C) и возможно высокая температура кипения (не ниже 50°C). Требования не относятся к криогенным компонентам топлива.

4. Малая химическая активность (коррозионность) компонентов топлива по отношению к конструкционным материалам.

5. Высокая физическая и химическая стойкость компонентов топлива при эксплуатационных давлениях и температурах, обеспечивающая их длительное хранение в баках ракетных блоков (хранение жидких криогенных компонентов представляет определенные трудности, и это необходимо иметь в виду при выборе компонентов топлива для БР и РН).

6. Малая гигроскопичность компонентов топлива, т. е. склонность их к поглощению влаги из атмосферы, и как следствие — снижение концентрации.

7. Безопасность при хранении и эксплуатации компонентов топлива, т. е. они не должны бурно испаряться, взрываться и самовоспламеняться в присутствии атмосферного воздуха;

8. Низкая токсичность как в жидком, так и газообразном состоянии, чтобы избежать отравления обслуживающего персонала;

9. Недефицитность и высокая экономичность получения топлива с отечественных баз. Дополнительным требованием является

возможность утилизации компонентов топлива в народном хозяйстве.

В настоящее время таких топлив, которые удовлетворяли бы всем перечисленным требованиям, не существует. Многообразие требований, предъявляемых к ракетным топливам, привело к тому, что из большого количества известных комбинаций химических соединений в БР и РН применяются лишь некоторые из них. Но и при этом приходится отказываться от удовлетворения ряда указанных требований в пользу других, обеспечивающих выполнение основных требований, предъявляемых к БРК и РКК.

Так, в настоящее время получили широкое применение компоненты топлива, которые по своим физическим свойствам можно разделить на две группы:

— «высококипящие» компоненты, температура кипения которых при эксплуатации выше температур окружающей среды;

— «низкокипящие» (криогенные) компоненты, температура кипения которых при эксплуатации существенно ниже температур окружающей среды.

Рациональный выбор компонентов топлива для ЖРД ракетных блоков БР и РН является весьма важным вопросом при их проектировании. Характеристики топлива определяют не только основные проектные параметры БР и РН, но и их конструктивные, эксплуатационные и другие характеристики. При этом необходимо в первую очередь учитывать особые требования к условиям эксплуатации, связанные с назначением БРК и РКК. Эти требования различны для каждого из них, следовательно, различны и требования к компонентам топлива ЖРД и ракетных блоков БР и РН.

Основными характеристиками компонентов топлива, определяющими эффективность решения основных задач, поставленных перед БР и РН, являются удельная тяга, плотность и соотношение массовых расходов компонентов. В некоторых случаях компоненты топлива, имеющие меньшую удельную тягу, но большую плотность, могут оказаться более эффективными и удовлетворяющими эксплуатационным требованиям, предъявляемым к БРК и БР, лучше, чем компоненты топлива с более высокой удельной тягой и малой плотностью.

В БРК наибольшее распространение в настоящее время получили «высококипящие» компоненты, обеспечивающие нахождение БР в состоянии максимальной боеготовности в течение длительного времени эксплуатации. К ним относятся тетраоксид азота в качестве окислителя; гидразин, диметилгидрат и несимметричный диметилгидразин в качестве горючего [48]. В связи с достигнутыми в последнее время высокими характеристиками твердых топлив ($p_{уд.0} = 250...280$ с) при плотности $1,7—1,9$ т/м³ и с применением высокопрочных конструктивных материалов, а также учитывая хорошие эксплуатационные характеристики твердотопливных БР, последние находят все большее применение, вытесняя жидкостные БР на «высококипящих» компонентах [48].

Для РН, к которым не предъявляется требование длительного нахождения в состоянии максимальной боеготовности, а наиболее важным требованием, предъявляемым к ним, является достижение максимально возможной конечной скорости при минимальных запасах топлива, целесообразно применение высокоэффективных жидких компонентов.

В современных РН широкое применение получили, например, криогенные компоненты — жидкий кислород O_2 в качестве окислителя и жидкий водород H_2 в качестве горючего, а также углеводородные горючие (керосин, синтезированные углеводороды). Жидкий водород обеспечивает высокий удельный импульс, но обладает малой плотностью и испаряется при нормальных условиях (табл. 6.1). Недостатки жидкого водорода могут быть при известных условиях скомпенсированы введением третьего компонента — углеводородного горючего, как это было показано в гл. 4. С целью повышения плотности и снижения потерь от испарения при транспортировке, хранении и заправке криогенных компонентов топлива целесообразно их переохлаждение на заводах-изготовителях и применение высокоэффективной теплоизоляции транспортных емкостей, хранилищ, баков и трубопроводов. Характеристики наиболее широко применяемых ракетных топлив приведены в табл. 6.2.

6.3. СОГЛАСОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ОДИНОЧНЫХ ЖИДКОСТНО-РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ С ХАРАКТЕРИСТИКАМИ РАКЕТНЫХ БЛОКОВ

По основным проектным параметрам первого приближения и исходным данным, использованным при их определении, можно вычислить основные энергетические и массовые характеристики двигательных установок РБ на номинальных режимах их работы. По их значениям можно определить потребные номинальные значения характеристик систем, обеспечивающих эти режимы ЖРД в составе ступеней ракетных блоков. Пусть N , $p_{уд.п.и}$, n_i , $\mu_{п.п.и}$, $M_{п.п.и}$, α_i , β_i , K_i , $\rho_{оки}$, $\rho_{ги}$ — основные проектные параметры ОПП и исходные данные, использованные при определении этих проектных параметров, соответствующие выбранным компонентам топлива и удельным тягам; $M_{п.п.и}$ — масса полезной нагрузки, заданная техническим заданием (ТЗ). Тогда характеристики ДУ соответствующего ракетного блока можно вычислить по следующим формулам:

$$P_{п.и} = n_i g_0 M_{о.и}; \quad (6.18)$$

$$\dot{m}_i = P_{п.и} / p_{уд.п.и}; \quad (6.19)$$

$$\dot{m}_i = \dot{m}_{оки} + \dot{m}_{ги}; \quad (6.20)$$

$$\dot{m}_{оки} = K_i (1 + K_i)^{-1} \dot{m}_i; \quad (6.21)$$

$$\dot{m}_{ги} = (1 + K_i)^{-1} \dot{m}_i; \quad (6.22)$$

$$V_{оки} = \dot{m}_{оки}^{-1}; \quad (6.23)$$

$$V_{ги} = \dot{m}_{ги}^{-1}; \quad (6.24)$$

$$\dot{m}_{д.у.и} = \gamma_{д.у.и} P_{п.и}. \quad (6.25)$$

Таблица 6.1
Некоторые физико-химические свойства окислителей и горючего [48]

Наименование	Формула	Температура плавления, К	Температура кипения, К	Теплота испарения, кДж/кг	Плотность ρ , кг/м ³	Химическая стабильность	Коррозионная активность	Токсичность — предельно допустимая концентрация, мг/л
Жидкий водород	H_2	13,9	20,4	452	71	Стабilen	Неактивен	700
Жидкий кислород	O_2	54,4	90,1	213,5	1144	»	»	0,001
Жидкий фтор	F_2	55,2	85,2	172,5	1510	»	Активен	
Азотный тетраксид (АТ)	N_2O_4	261,9	294,3	415	1451	»	»	
Несимметричный диметилгидразин (НДМГ)	$H_2N-CH_2-NH_2$	215,9	336,6	583	790	»	Неактивен	—
Керосин	—	200—220	450	—	820—840	»	»	0,3
Перекись водорода	H_2O_2	273,5	423,7	—	—	Не-стабильна	Неактивна	0,005

Таблица 6.2
Некоторые характеристики основных современных жидких ракетных топлив [48]

Компоненты топлива	K	ρ_T , г/м ³	Теоретический удельный импульс $p_{уд}$ (при $p_K = 10^7$ Па, $p_a = 10^4$ Па)
АТ — НДМГ	3,07	1,20	350
Кислород — керосин	3,07	1,04	373
Кислород — водород	5,56	0,34	463

Определив основные характеристики ДУ ракетных блоков первого приближения по ОПП, необходимо согласовать их с характеристиками одиночных ЖРД, включаемых в состав двигательной установки, т. е. сформулировать ТЗ на их разработку.

Для обеспечения управления движением ступеней, необходимых давлений и расходов компонентов топлива на входе в одиночные ЖРД в полете в состав двигательных установок РБ ступеней должны входить специальные устройства и системы, обеспечивающие работоспособность и требуемые выходные характеристики одиночных ЖРД.

Введение в состав ДУ РБ таких устройств и систем требует определенных массовых и энергетических затрат, которые должны быть скомпенсированы характеристиками одиночных ЖРД. Поэтому одиночные ЖРД должны обладать более высокими удельными характеристиками по сравнению с характеристиками ДУ РБ, в состав которых они входят, а именно

$$\lambda_i^0 = (\lambda_i \pm \Delta\lambda_i) \frac{1}{n_{дв i}} = \bar{\lambda}_i \pm \Delta\lambda_i, \quad (6.26)$$

где λ_i^0 — характеристики одиночного ЖРД в составе ДУ РБ; $\lambda_i = (\lambda_i/n_{дв i})$ — характеристики одиночного ЖРД; $\Delta\lambda_i = (\Delta\lambda_i/n_{дв})$ — изменение характеристик одиночного ЖРД в составе ДУ РБ.

Численные значения этих изменений характеристик зависят от состава, принципиальной схем, конструктивного совершенства бортовых устройств и комплектации одиночного ЖРД, поступающего для монтажа в ДУ РБ. Изменения $\Delta\lambda_i$ берутся со знаком плюс в случае, когда характеристики одиночных ЖРД должны быть увеличены для компенсации их уменьшения в составе ДУ РБ (как, например, тяги, массовые расходы и удельные тяги), и со знаком минус, когда для компенсации их увеличения в составе ДУ РБ характеристики одиночных ЖРД необходимо уменьшить (например, массу и удельную массу). Использование ЖРД на режимах, отличающихся от номинальных (рис. 6.10), также приводит к дополнительным потерям.

Изменение характеристик ДУ i -го ракетного блока при монтаже в ней одиночных ЖРД можно определить по формуле

$$\Delta\lambda_i = \Delta\lambda_{i,о.у} + \Delta\lambda_{i,с.п} + \Delta\lambda_{i,с.р} + \Delta\lambda_{i,кр} + \dots, \quad (6.27)$$

где $\Delta\lambda_{i,о.у}$ — изменение за счет органов управления; $\Delta\lambda_{i,с.п}$ — изменение за счет системы подачи топлива из баков в одиночные ЖРД; $\Delta\lambda_{i,с.р}$ — изменение за счет системы внешнего регулирования режима работы одиночного ЖРД; $\Delta\lambda_{i,кр}$ — изменение за счет элементов конструкции крепления одиночных ЖРД к конструкции РБ.

Если ДУ ракетного блока состоит из $n_{дв}$ двигателей, то потребные характеристики одиночных ЖРД в комплектации поставки их для монтажа в ДУ ракетных блоков определяются по следующим формулам:

$$P_{н i}^0 = (P_{н i} + \Delta P_{н i}) \frac{1}{n_{дв i}}; \quad (6.28)$$

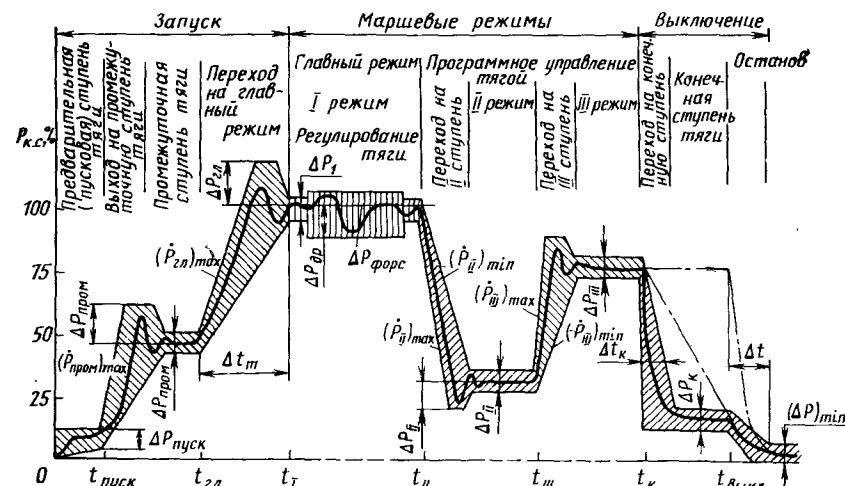


Рис. 6.10. Примерный цикл работы ЖРД с полем допуска на разброс давления в камере сгорания и вариантом процесса выключения:

I—III — режимы работы ЖРД в составе двигательной установки

$$\dot{m}_i^0 = (\dot{m}_i + \Delta\dot{m}_i) \frac{1}{n_{дв i}}; \quad (6.29)$$

$$\dot{m}_{ок i}^0 = (\dot{m}_{ок i} + \Delta\dot{m}_{ок i}) \frac{1}{n_{дв i}}; \quad (6.30)$$

$$\dot{m}_{г i}^0 = (\dot{m}_{г i} + \Delta\dot{m}_{г i}) \frac{1}{n_{дв}}; \quad (6.31)$$

$$K_i^0 = \frac{\dot{m}_{ок i}^0}{\dot{m}_{г i}^0} = K_i \pm \Delta K_i; \quad (6.32)$$

$$p_{у,д,и i}^0 = \frac{P_{у,и i}^0}{\dot{m}_i^0}; \quad (6.33)$$

$$m_{дв i}^0 = (m_{д,у i} - \Delta m_{д,у i}) \frac{1}{n_{дв i}}; \quad (6.34)$$

$$\gamma_i^0 = \frac{g_0 m_{дв i}^0}{P_{н i}^0} = (\gamma_{д,у i} - \Delta\gamma_{д,у i}) \frac{1}{n_{дв i}}; \quad (6.35)$$

$$\dot{V}_{ок i}^0 = \dot{m}_{ок i}^0 / \rho_{ок i}; \quad (6.36)$$

$$\dot{V}_{г i}^0 = \dot{m}_{г i}^0 / \rho_{г i}; \quad (6.37)$$

$$\Delta\gamma_{д,у i} = \frac{g_0 \Delta m_{д,у i}}{P_{н i}}, \quad (6.38)$$

где $\Delta P_{\pi i}$, $\Delta \dot{m}_i$, $\Delta \dot{m}_{ок i}$, $\Delta \dot{m}_{г i}$ — изменения характеристик ДУ РБ, связанные с обеспечением управления ступенями и необходимых условий для нормальной работы одиночных ЖРД в их составе.

Поясним это на примере изменения характеристик одиночного ЖРД, входящего в состав многодвигательной установки ракетного блока, включающий в себя также $n_{о.у i}$ специальных управляющих ЖРД.

Введем обозначения:

$\varphi_{i1} = \frac{P_{о.у i}}{P_{\pi i}}$ — отношение тяги управляющих ЖРД к тяге ДУ;

$\varphi_{i2} = \frac{\dot{m}_{о.у}}{\dot{m}_i}$ — отношение расходов через управляющие ЖРД к расходу всей ДУ.

Получим следующие соотношения для определения характеристик одиночных ЖРД:

$$P_{\pi i}^0 = \frac{1}{n_{дв i}} (P_{\pi i} - P_{о.у i}) = P_{\pi i} \frac{1 - \varphi_{i1}}{n_{дв i}}; \quad (6.39)$$

$$\dot{m}_i^0 = \frac{1}{n_{дв i}} (\dot{m}_i - \dot{m}_{о.у i}) = \dot{m}_i \frac{1 - \varphi_{i2}}{n_{дв i}}; \quad (6.40)$$

$$P_{уд.п i}^0 = \frac{P_{\pi i} - P_{о.у i}}{\dot{m}_i - \dot{m}_{о.у i}} = P_{уд.п i} \frac{1 - \varphi_{i1}}{1 - \varphi_{i2}}. \quad (6.41)$$

* Потребная тяга для управляющих ЖРД определяется по максимальным потребным управляющим силам и моментам в соответствии с выбранной схемой управления ступенями БР и РН:

$$P_{о.у i} = f_i(M_{\Sigma \text{возм}}, P_{\Sigma \text{возм}}). \quad (6.42)$$

Из формул (6.39) — (6.41) следует, что тяга, массовый расход, удельная тяга одиночных ЖРД при рассмотренной схеме органов управления должны несколько отличаться по сравнению с аналогичными характеристиками ЖРД в составе ДУ без органов управления.

Удельная тяга управляющих ЖРД всегда существенно меньше удельной тяги одиночных ЖРД. Поэтому удельная тяга одиночного ЖРД для компенсации потерь при рассмотренной схеме органов управления должна быть относительно выше удельной тяги ДУ этого РБ на величину

$$\frac{P_{уд.п i}^0}{P_{уд.п i}} = \frac{1 - \varphi_{i1}}{1 - \varphi_{i2}}. \quad (6.43)$$

Для компенсации увеличения массы ДУ за счет введения в ее состав дополнительных устройств и систем необходимо массовые характеристики одиночного ЖРД в соответствии с формулой (6.34) уменьшить на $\Delta \dot{m}_{у.д i}$:

$$\Delta \dot{m}_{д.п i}^0 = (\Delta \dot{m}_{о.у i} + \Delta \dot{m}_{с.п i} + \Delta \dot{m}_{с.р} + \Delta \dot{m}_{к.р i} + \dots) / n_{дв i}. \quad (6.44)$$

Допустимые случайные отклонения выходных характеристик ДУ ракетных блоков от их номинальных значений ограничиваются техническим заданием на разработку одиночных ЖРД, поскольку такие отклонения влияют на летно-технические характеристики.

Допустимые отклонения характеристик одиночных ЖРД в случае, когда известны допустимые отклонения характеристик двигательной установки в первом приближении можно определить по следующим зависимостям:

$$\Delta P_{\pi i}^0 = \frac{1}{n_{дв i}} \Delta P_{\pi i}; \quad (6.45)$$

$$\Delta p_{уд.п i}^0 = \Delta p_{уд.п i}; \quad (6.46)$$

$$\Delta \dot{m}_i^0 = \frac{1}{n_{дв i}} \Delta \dot{m}_i; \quad (6.47)$$

$$\Delta \dot{m}_{ок i}^0 = \frac{1}{n_{дв i}} \Delta \dot{m}_{ок i}; \quad (6.48)$$

$$\Delta \dot{m}_{г i}^0 = \frac{1}{n_{дв i}} \Delta \dot{m}_{г i}; \quad (6.49)$$

$$\Delta K_i^0 = \Delta K_i; \quad (6.50)$$

где $\Delta P_{\pi i}$, $\Delta p_{уд.п i}$, $\Delta \dot{m}_i$, $\Delta \dot{m}_{ок i}$, $\Delta \dot{m}_{г i}$, ΔK_i — допустимые отклонения выходных характеристик ДУ ракетных блоков от их номинальных значений. Эти отклонения зависят как от внутренних, так и от внешних возмущающих факторов.

Рассмотрим более подробно факторы, вызывающие эти отклонения.

1. Изменения температур компонентов топлива за счет тепловых потоков от стенок баков и газов наддува, приводящие к изменениям их физических характеристик (плотности, упругости насыщенных паров, теплоемкости и т. д.). Так, например,

$$\rho_{ок} = \rho_{ок}^H + \Delta \rho_{ок} + \Delta \rho_{ок}^H (\Delta T_{ок}); \quad (6.51)$$

$$\rho_r = \rho_r^H + \Delta \rho_r + \Delta \rho_r^H (\Delta T_r); \quad (6.52)$$

$$p_{s_{ок}} = p_{s_{ок}}^H + \Delta p_{s_{ок}} (\Delta T_{ок}); \quad (6.53)$$

$$p_{s_r} = p_{s_r}^H + \Delta p_{s_r} (\Delta T_r), \quad (6.54)$$

где $\rho_{ок}^H$, ρ_r^H — номинальные значения удельных плотностей окислителя и горючего; $\Delta \rho_{ок}$, $\Delta \rho_r$ — разброс плотности окислителя и горючего из-за допусков на сортность; $\Delta \rho_r (\Delta T_r)$, $\Delta \rho_{ок} (\Delta T_{ок})$ — изменение номинальных значений плотности окислителя и горючего из-за прогрева в полете; $p_{s_{ок}}^H$, $p_{s_r}^H$ — номинальные значения давлений упругости паров окислителя и горючего;

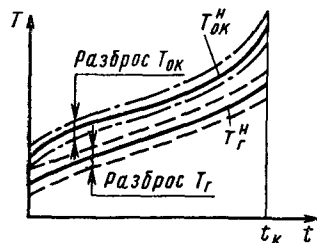


Рис. 6.11. Изменение температуры компонентов в зависимости от времени полета вследствие прогрева

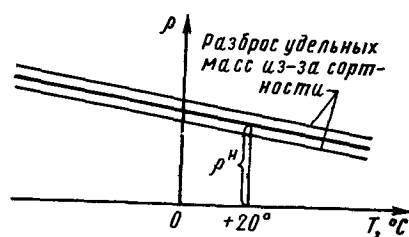


Рис. 6.12. Изменение плотности компонента топлива в зависимости от температуры

$\Delta p_{s_{ок}}(\Delta T_{ок})$, $\Delta p_{s_{г}}(\Delta T_{г})$ — изменение давлений упругости паров окислителя и горючего из-за прогрева в полете.

На рис. 6.11—6.13 представлены типовые зависимости температуры компонентов топлива от времени полета, а также влияние температуры на разброс основных параметров компонентов топлива, а именно ρ и p_s .

2. Изменение характеристик систем питания (с системами наддува баков), обеспечивающих поддержание давления на входах в насосы окислителей и горючего в пределах

$$p_{ок}^{min} \leq p_{ок}^н \leq p_{ок}^{max};$$

$$p_{г}^{min} \leq p_{г}^н \leq p_{г}^{max},$$

где $p_{ок}^{min}$, $p_{г}^{min}$ — минимально допустимое давление на входе в насосы окислителя и горючего, соответствующие их температурам при настройке ЖРД; $p_{ок}^{max}$, $p_{г}^{max}$ — максимально допустимое давление на входе в насосы окислителя и горючего; $p_{ок}^н$, $p_{г}^н$ — номинальное (расчетное) давление на входе в насосы окислителя и горючего, принятое при настройке ЖРД на номинальный режим их работы.

3. Уменьшение тяги ЖРД ДУ ракетных блоков для компенсации возмущающих сил и моментов, действующих в полете, в случае их использования в качестве органов управления. Это уменьшение зависит от схемы органов управления с использованием ЖРД и алгоритма управления БР и РН (см. гл. 7).

Внутренние возмущающие факторы, вызывающие отклонения выходных характеристик ЖРД от их номинальных значений, связаны с процессами, про-

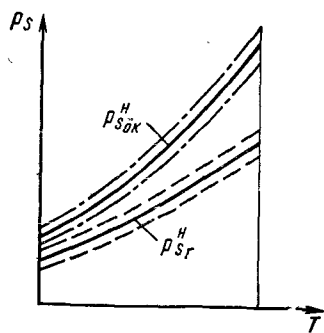


Рис. 6.13. Изменение давления насыщенных паров компонентов в зависимости от температуры

исходящими в самом ЖРД. Поэтому отклонения, связанные с внутренними возмущающими факторами, зависят от метода и точности настройки одиночного ЖРД на основной номинальный режим его работы.

Настройкой ЖРД называется комплекс расчетно-экспериментальных работ, обеспечивающих получение заданных номинальных характеристик (тяги, расходов компонентов и их соотношения) с помощью соответствующих органов регулирования.

Требуемые характеристики органов регулирования определяют расчетным путем с использованием результатов гидравлических и пневматических испытаний узлов и агрегатов и стендовых испытаний ЖРД в комплексе.

Требуемое значение тяги ЖРД обеспечивается определенным расходом компонентов топлива при соответствующем их соотношении и давлении в камере сгорания. Расход и давление в камере сгорания обеспечивается настройкой ТНА на режим (число оборотов), обеспечивающий требуемый расход компонентов топлива и давления в камере сгорания, а соотношение расходов обеспечивается установкой расходных шайб на магистралях окислителя и горючего после насосов.

К точности настройки ЖРД для БР и РН предъявляются высокие требования. Но независимо от методов и точности настройки одиночных ЖРД всегда будут иметь место случайные отклонения выходных характеристик от их номинальных значений за счет погрешностей настройки, случайных возмущений при эксплуатации и неустойчивости процессов в самом ЖРД.

Для обеспечения нормальной работы одиночных ЖРД в составе ДУ ракетных блоков и для компенсации отклонений их выходных характеристик должны быть предусмотрены запасы по давлению на входе в насосы и гарантийные запасы окислителя и горючего. На разбросы характеристик одиночных ЖРД БР и РН на переходных режимах накладывается также ряд ограничений, связанных с прочностью конструкции ракеты и точностью ее попадания или наведения. К переходным режимам ЖРД относятся: запуск, переход с одного режима на другой и процесс выключения.

Требования к характеристикам запуска ДУ определяются выбранной схемой старта, обеспечивающей надежный и безопасный выход ракеты из стартовых устройств и минимальными возмущениями при запуске ДУ ракетного блока I ступени и ракетных блоков последующих ступеней.

Наиболее сложна организация процесса запуска многодвигательных установок. Опыт показывает, что запуск таких ДУ не всегда оказывается надежным даже в тех случаях, когда запуск одиночных ЖРД уже хорошо отработан. При организации запуска таких ДУ необходимо стремиться обеспечить одновременное и одинаковое нарастание тяги и расходов одиночных ЖРД. Поэтому обычно в техническом задании на разработку одиночных ЖРД задаются не только законы нарастания тяги и расхода компонентов, но и их допустимые отклонения, определяющие возмущения и

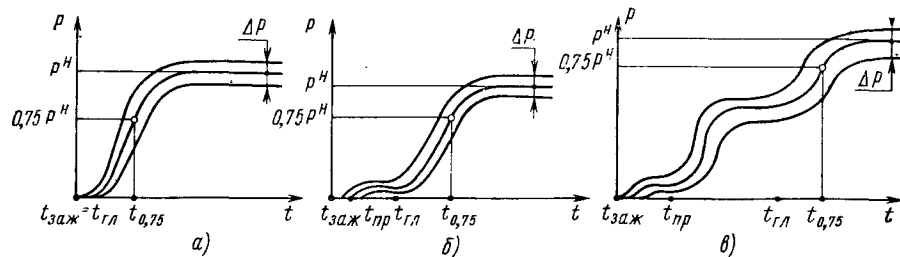


Рис. 6.14. Схемы запуска двигательных установок:

а — «пущенный» выход на номинальный режим тяги на двигательных установках с одним ЖРД; б — выход на номинальный режим тяги через промежуточную ступень на двигательных установках с одним и несколькими ЖРД; в — выход на номинальный режим тяги через предварительную и промежуточную ступени на двигательных установках с многими ЖРД; $t_{зж}$, $t_{п}$, $t_{пр}$ и $t_{г,л}$ — соответствующие моменты включения зажигания, промежуточной предварительной и главной ступеней тяги

достартовые расходы компонентов. Для уменьшения достартовых расходов компонентов желательно минимально возможное время выхода одиночного ЖРД на заданный режим, лимитируемое допустимыми динамическими нагрузками на конструкцию ракеты.

Наиболее широкое применение получили следующие три схемы запуска двигательных установок (рис. 6.14).

Требования к закону изменения тяги одиночных ЖРД при выключении ДУ ракетных блоков зависят от системы управления БР и РН, требуемой точности попадания или выведения и принятой системы отделения отработавшего ракетного блока от последующей ступени. Особые требования к разбросу импульса последствия предъявляются к ДУ ЖРД ракетных блоков последних ступеней. В случае, когда одновременно с подачей команды на выключение ДУ прекращается работа системы управления, разброс импульса последствия приводит к отклонениям траектории. При отключении одиночных ЖРД в одну ступень (рис. 6.15) импульс последствия и его разброс пропорциональны тяге в момент исполнения команды на выключение $t_{г,к}$:

$$J = \int_{t_{г,к}}^{t_k} P^0(t) dt; \quad (6.55)$$

$$\Delta J = \int_{t_{г,к}}^{t_k} \Delta P^0(t) dt. \quad (6.56)$$

Одним из эффективных мероприятий по уменьшению влияния разброса импульса последствия является выключение ДУ в две ступени. В этом случае система управления функционирует после перехода с главной ступени на конечную до момента подачи команды на выключение конечной ступени. Очевидно, чем меньше значение тяги на конечной ступени, тем меньше разброс импульса последствия (рис. 6.16).

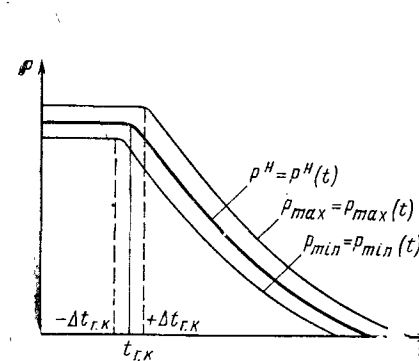


Рис. 6.15. Предельные изменения импульса последствия при отключении одиночного ЖРД в одну ступень:

$t_{г,к}$ и $\Delta t_{г,к}$ — время исполнения команды на выключение и его разброс

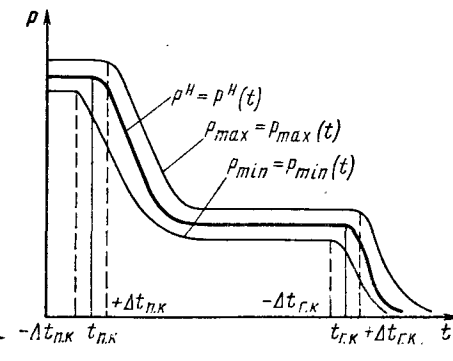


Рис. 6.16. Зависимость импульса последствия от уровня дросселирования тяги двигательной установки перед выключением:

$t_{п,к}$ и $t_{г,к}$ — время исполнения команды на дросселирование и на выключение

К переходным режимам ЖРД относится и уменьшение тяги (а следовательно, и расхода компонентов) на первых ступенях в зоне максимальных скоростных напоров и перед выключением ДУ с целью снижения нагрузок, действующих на конструкцию летательного аппарата. При запуске РН с пилотируемыми кораблями для снижения максимальных перегрузок также практикуется уменьшение тяги ДУ на последних секундах полета ступеней.

6.4. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК СИСТЕМ НАДДУВА РАКЕТНЫХ БЛОКОВ

Для обеспечения нормальной работоспособности ЖРД в двигательной установке необходимо обеспечить в полете превышение давления компонентов топлива на входе в насосы над давлением их насыщенных паров для безкавитационной работы насосов.

Кавитация — процесс нарушения сплошности потока жидкости в зоне понижения давления, заключающийся в образовании полостей, наполненных паром и выделяющимся газом. Кавитация вызывает отрицательные явления, приводящие к нарушению работы насосов и ЖРД в целом.

Превышение давления на входе в насосы над давлением насыщенных паров компонентов в известной степени может характеризовать их антикавитационные качества и зависит в основном от конструкции насосов. Установка бустерных насосов (шнеков) перед центробежными насосами существенно улучшает их антикавитационные качества, уменьшает допустимые минимальные давления на входе в насосы.

Снижение давления на входах в насосы является одним из основных направлений уменьшения масс конструкции топливных отсеков ракетных блоков, о чем в дальнейшем будет сказано более подробно.

При проектировании ЖРД для обеспечения надежности его работы принимают, что располагаемое превышение давления больше необходимого на некоторую величину резерва $\rho^H \Delta h_{рез}$. Тогда потребное давление

$$p_{вх.потр}^{min} - p_s^H - \rho^H \Delta h_{рез} = \rho^H \Delta h_{ср.в},$$

$$откуда \quad p_{вх.потр}^{min} = \rho^H (\Delta h_{ср.в} + \Delta h_{рез}) + p_s^H, \quad (6.57)$$

где $p_{вх.потр}^{min}$ — минимальное потребное давление на входе в насос; $p_{вх.мин} = \rho^H (\Delta h_{ср.в} + \Delta h_{рез})$ — превышение давления на входе в насос над давлением насыщенного пара компонента; p_s^H — давление насыщенного пара, соответствующее номинальной температуре компонента.

С повышением температуры компонентов топлива плотность их насыщенных паров увеличивается. Чтобы сохранить требуемое превышение давления, необходимо с повышением температуры компонентов увеличивать давление на входе в насосы.

Определение потребных давлений наддува баков. Зная минимальные потребные давления на входе в насосы, потребные давления наддува баков окислителя и горючего при номинальных и выходных характеристиках ДУ можно определить из следующих соотношений:

$$p_{б.ок}^H = p_{вх.ок}^{min} + \Delta p_{с.ок} + \Delta p_{s_{ок}} - \rho_{ок}(T_{ок}) h_{ок}(t) n_x(t), \quad (6.58)$$

$$p_{б.г}^H = p_{вх.г}^{min} + \Delta p_{с.г} + \Delta p_{s_{г}} - \rho_{г}(T_{г}) h_{г}(t) n_x(t), \quad (6.59)$$

где $\Delta p_{с.ок}$, $\Delta p_{с.г}$ — гидравлические потери в системах окислителя и горючего; $\Delta p_{s_{г}} = p_{s_{г}}(T_{г}) - p_{s_{г}}(T_{г}^H)$; $\Delta p_{s_{ок}} = p_{s_{ок}}(T_{ок}) - p_{s_{ок}}(T_{ок}^H)$ — прирост давления насыщенных паров окислителя и горючего из-за прогрева в полете; $\rho_{ок}(T_{ок})$, $\rho_{г}(T_{г})$ — плотность окислителя и горючего в зависимости от их температуры; $h_{ок}(t)$, $h_{г}(t)$ — высота «гидравлического столба» соответственно окислителя и горючего; $n_x(t)$ — осевая перегрузка в зависимости от времени полета.

Из формул (6.53) — (6.54) следует, что давление насыщенного пара в баках окислителя и горючего зависит от времени полета. Во время полета температура окислителя и горючего повышается из-за теплообмена между стенками топливных баков, зеркалом жидкости и газом наддува. Максимальных значений температур окислитель и горючее достигают в конце активных участков перед выключением двигателей. Поэтому потребные номинальные давления наддува баков определяются максимально потребными значениями давлений на входе в насосы компонентов в конце активных участков траекторий ступеней.

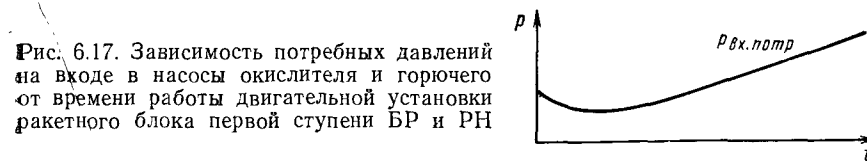


Рис. 6.17. Зависимость потребных давлений на входе в насосы окислителя и горючего от времени работы двигательной установки ракетного блока первой ступени БР и РН

На рис. 6.17 показаны типовые зависимости потребных давлений на входе в насосы окислителя и горючего в зависимости от времени работы ДУ ракетного блока первой ступени БР и РН.

Полученные номинальные значения наддува баков должны быть несколько увеличены для обеспечения безкавитационной работы насосов при возможных ошибках настройки характеристик ДУ $\Delta p_{настр}$ и из-за влияния внешних возмущающих факторов $\Delta p^{в.ф}$:

$$p_{б.ок} = p_{б.ок}^H + \Delta p_{б.ок}^{настр} + \Delta p_{б.ок}^{в.ф}; \quad (6.60)$$

$$p_{б.г} = p_{б.г}^H + \Delta p_{б.г}^{настр} + \Delta p_{б.г}^{в.ф}. \quad (6.61)$$

Так как отклонения внешних характеристик из-за допусков на точность настройки и за счет внешних возмущающих факторов являются случайными и независимыми, то $\Delta p_{настр}$ и $\Delta p^{в.ф}$ определяются следующими выражениями:

$$\Delta p_{б.ок}^{настр} = \sqrt{\left(\frac{\partial p_{б.ок}}{\partial p_{уд}} \Delta p_{уд}^{настр}\right)^2 + \left(\frac{\partial p_{б.ок}}{\partial \dot{m}} \Delta \dot{m}^{настр}\right)^2}; \quad (6.62)$$

$$\Delta p_{б.г}^{настр} = \sqrt{\left(\frac{\partial p_{б.г}}{\partial p_{уд}} \Delta p_{уд}^{настр}\right)^2 + \left(\frac{\partial p_{б.г}}{\partial \dot{m}} \Delta \dot{m}^{настр}\right)^2}; \quad (6.63)$$

$$\Delta p_{б.ок}^{в.ф} = \sqrt{\left(\frac{\partial p_{б.ок}}{\partial T_{ок}} \Delta T_{ок}\right)^2 + \left(\frac{\partial p_{б.ок}}{\partial \rho_{ок}} \Delta \rho_{ок}\right)^2 + (\Delta p_{б.ок})^2}; \quad (6.64)$$

$$\Delta p_{б.г}^{в.ф} = \sqrt{\left(\frac{\partial p_{б.г}}{\partial T_{г}} \Delta T_{г}\right)^2 + \left(\frac{\partial p_{б.г}}{\partial \rho_{г}} \Delta \rho_{г}\right)^2 + (\Delta p_{б.г})^2}, \quad (6.65)$$

где $\Delta p_{уд}^{настр}$ — отклонение удельной тяги за счет настройки двигателя; $\Delta \dot{m}^{настр}$ — отклонение расхода компонентов за счет настройки двигателя; $\Delta T_{ок} = T_{ок} - T_{ок}^H$, $\Delta T_{г} = T_{г} - T_{г}^H$ — возможное повышение температуры окислителя и горючего на входе в насосы перед выключением ДУ; $\Delta \rho_{ок}$, $\Delta \rho_{г}$ — допустимые отклонения плотности окислителя и горючего за счет их сортности (допусков на плотность); $\Delta p_{б.ок}$, $\Delta p_{б.г}$ — точность поддержания номинальных давлений в баках (точность работы систем наддува).

Требования к системам наддува баков. Исходные данные для определения их характеристик. Системы наддува баков обеспечивают поддержание требуемого давления в баках. Основными требованиями, предъявляемыми к системам наддува, являются:

1) поддержание потребного давления в баках с максимальной точностью;

2) обеспечение постоянства характеристик системы наддува (давление в баках, расход и температура газов наддува);

3) минимальная масса газов наддува, агрегатов и элементов системы наддува, а также не забираемых из баков компонентов топлива;

4) высокая надежность системы (простота конструкций, минимальное количество компонентов);

5) удобство и безопасность эксплуатации, высокая герметичность в процессе эксплуатации.

В зависимости от конкретного назначения системы наддува и применяемых компонентов топлива в ЖРД к ней предъявляются и другие специфические требования. Так, для БР одним из таких требований является постоянная готовность к пуску в процессе всего периода эксплуатации. Классификация систем наддува может быть произведена, например, по типу газа, используемого для наддува баков, по принципиальным схемам, агрегатному состоянию исходных веществ для получения газа наддува и г. д.

Системы наддува можно разделить на две принципиально различающиеся группы:

— «холодные» системы, в которых газ наддува, аккумулированный в баллонах высокого давления, подается в баки через редуктор или дроссельные шайбы;

— «горячие» системы, в которых используется газ, имеющий более высокую температуру, чем температура жидких компонентов.

В «холодных» системах наддува в качестве рабочих тел используется воздух, азот, гелий.

«Горячие» системы подразделяются на газогенераторные системы, с непосредственным вводом реагирующего вещества в бак, испарительные и газобаллонные системы с подогревом рабочего тела.

В БР в качестве основных систем наибольшее распространение получили газогенераторные и системы с непосредственным вводом реагирующего вещества в баки, а в РН с двигательными установками ракетных блоков, использующими криогенные компоненты топлива, — испарительные и газобаллонные системы с подогревом сжатых газов.

В топливные баки должен подаваться газ с соответствующим кислородным балансом. Поэтому газ, отбираемый до или после турбины одиночных ЖРД, поступает в два газогенератора или смесители системы наддува, вырабатывающих для бака окислителя газ с избытком окислителя ($K > K_{ст}$), а для бака горючего — с избытком горючего ($K < K_{ст}$).

Источником тепловой энергии для испарения криогенных жидкостей и для подогрева сжатых газов могут быть также газы, отбираемые до или после турбины одиночных ЖРД. Основные «горячие» системы наддува баков выходят на режим только после запуска основных ЖРД, поэтому для обеспечения надежного выхода и предотвращения провала давлений на входе в насосы необходим

предварительный наддув свободного от компонентов объемов баков (так называемых «газовых подушек»).

Предварительный наддув баков одноступенчатых и первых ступеней многоступенчатых ракет осуществляется наземной газобаллонной системой наддува, а последующих ступеней — до старта — с использованием наземной системы, в полете из бортовых баллонов со сжатым газом.

Исходные данные для определения характеристик и выбора рациональной системы наддува баков

$p_{ок}^{min}, p_{г}^{min}$ — минимальные давления на входе в насосы окислителя и горючего.

$\dot{m}_{ок}^{max} = \dot{m}_{ок}^n + \Delta \dot{m}_{ок}, \dot{m}_{г}^{max} = \dot{m}_{г}^n + \Delta \dot{m}_{г}$ — максимальные массовые расходы компонентов топлива.

$\dot{V}_{ок}^{max} = (\dot{m}_{ок}^{max} / \rho_{ок}^{min}), \dot{V}_{г}^{max} = (\dot{m}_{г}^{max} / \rho_{г}^{min})$ — максимальные объемные расходы компонентов топлива.

Конфигурация баков. Зависимости $h_{ок}(t), h_{г}(t)$. ПГС_{х_{ок}}, ПГС_{х_г} — пневмогидравлические схемы систем окислителя и горючего.

Физико-химические характеристики газов наддува.

$T_{ок}(t), T_{г}(t)$ — изменение температур окислителя и горючего в зависимости от времени работы ДУ.

$n_x(t)$ — изменение осевых перегрузок в зависимости от времени работы ДУ.

$V_{ок}^n, V_{г}^n$ — объем, занимаемый номинальным запасом окислителя и горючего.

$V_{б.ок}, V_{б.г}$ — объемы баков окислителя и горючего.

Основные характеристики системы наддува баков

$p_{б.ок}, p_{б.г}$ — давление наддува баков окислителя и горючего в полете.

$p_{б.ок}^{пр}, p_{б.г}^{пр}$ — давление предварительного наддува баков окислителя и горючего.

Массовый расход газов наддува окислителя и горючего ($\dot{m}_{г.ок}, \dot{m}_{г.г}$).

Температура газа наддува бака окислителя и горючего ($T_{ок}, T_{г}$).

Масса газов наддува в баках окислителя и горючего в момент выключения ДУ ракетного блока ($m_{г.н}$).

Масса остатков незабора компонентов топлива при выключении ДУ ($m_{нез}$).

Масса агрегатов и элементов конструкции системы наддува, систем окислителя и горючего ($m_{с.н}$).

Требуемые давления наддува в баках окислителя и горючего могут быть определены по формулам (6.58) — (6.65). Для этого по исходным данным необходимо определить гидравлические потери

$$\Delta p_{г.н} = \Delta p_c + \Delta p_m + \Delta p_{тр}, \quad (6.66)$$

где Δp_c — потери давления на создание скорости; Δp_m — потери по следующей формуле:

давления на преодоление местных сопротивлений трубопроводов; $\Delta p_{тр}$ — потери давления на трение о стенки трубопроводов

$$\Delta p_c = \frac{\rho \omega^2}{2}, \quad (6.67)$$

где ω — скорость движения компонента; ρ — максимальная плотность компонентов в момент выключения ДУ.

$$\Delta p_m = \frac{\rho \omega^2}{2} \sum_{i=1}^n \xi_i, \quad (6.68)$$

где $\xi_i (i=1, 2, \dots, n)$ — коэффициенты местного сопротивления элементов систем окислителя и горючего (заборных устройств, сильфонов, элементов автоматики, шайбы, вход в двигатель, повороты, изменение сечения трубопровода).

$$\Delta p_{тр} = \lambda \frac{l}{d} \frac{\rho \omega^2}{2}, \quad (6.69)$$

где λ_c — коэффициент сопротивления трения; l — длина трубопровода; d — диаметр трубопровода.

Для круглых топливоподающих труб при турбулентном движении λ_c определяется по формуле

$$\lambda_c = 0,1 \left(1,46 \frac{\Delta}{d_r} + \frac{100}{Re} \right)^{0,25}, \quad (6.70)$$

где $Re = \frac{\omega d_r}{\nu}$ — критерий Рейнольдса; Δ , м — средняя шероховатость трубопровода; d_r , м — гидравлический диаметр; ν , м²/с — кинематическая вязкость жидкости.

Системы предварительного наддува должны обеспечивать необходимое для безкавитационной работы давление на входе в насосы до момента выхода основной системы наддува на режим.

Величина давления предварительного (до запуска ДУ) наддува должна обеспечиваться в диапазоне

$$p_{б\min} < p_b < p_{б\max}$$

Для исключения превышения p_b более $p_{б\max}$ на баке устанавливается дренажно-предохранительный клапан с давлением открытия

$$p_{п.к} = p_{б\max} + \Delta p_{п.к}$$

Снижение давления менее допустимого $p_{б\min}$ исключается выбором соответствующей величины свободного объема бака («газовой подушки») или подпиткой бака компонентом до момента выхода основной системы наддува на режим. Если предварительный наддув прекращается до момента включения двигателя, то при изотермическом процессе расширения газа в баке минимальный свободный объем определяется по формуле

$$V_{св.\min} = \frac{p_{б\max} V_{с.\max}}{p_{п.к} - p_{б\min}}; \quad (6.71)$$

$$V_{с.\max} = V_3 + V_D, \quad (6.72)$$

где $V_{с.\max}$ — максимальный объем компонента топлива, сливаемого из бака, до момента выхода системы наддува на режим; V_3 — объем компонента, необходимый для заполнения гидравлических трактов ДУ; V_D — объем компонента топлива, который расходуется

в двигателе до выхода системы наддува на режим $V_D = \int_{\tau_3}^{\tau_m} \dot{V} dt$,

где \dot{V} — текущий секундный объемный расход, τ_3 — момент заливки двигателя; τ_m — момент выхода системы наддува на режим.

Если предварительный наддув от агрегатов наземного оборудования продолжается до старта ракеты, то необходимый расход газа для поднаддува определяется по формуле

$$\dot{m}_{г.н} = \frac{p_{б\max} V_{с.\max}}{g_0 RT (\tau_{ст} - \tau_3)}, \quad (6.73)$$

где $\tau_{ст}$ — момент старта; RT — удельная работоспособность газа предварительного наддува, равная произведению газовой постоянной на температуру. Наибольшее применение в качестве газов наддува получили нейтральные газы: гелий $R=212$, азот $R=30,26$.

Предстартовый расход $\dot{m}_{гн}$ газа наддува является исходным для расчета автоматики и проходных сечений системы предварительного наддува баков.

Потери давления компонентов топлива определяются конкретными пневмогидравлическими схемами систем окислителя и горючего и их общей внутрибаковой компоновкой. Большую часть этих потерь составляют потери на трение, зависящие от длины и диаметра трубопроводов. Диаметры трубопроводов зависят при заданном расходе от скорости движения жидкости в них. Чем больше скорость, тем меньше диаметр, тем меньше масса трубопровода. Но при этом возрастают потери на трение, которые необходимо компенсировать увеличением давления в баке, а это приводит к увеличению массы баков и газов наддува.

Следовательно, оптимальное значение диаметра трубопровода, а следовательно, и скорости движения в нем целесообразно выбирать из условия

$$\min m_{\Sigma} = \min (m_b + m_{г.н} + m_{тр}), \quad (6.74)$$

где m_b — масса бака; $m_{г.н}$ — масса газа наддува в баке; $m_{тр}$ — масса трубопровода.

При этом целесообразно рассмотреть два варианта размещения трубопроводов внутри и вне баков.

Зная $p_{б.ок}$, $p_{б.г}$, $\dot{V}_{ок}$, $\dot{V}_г$, секундный расход газов наддува можно определить по формулам

$$\dot{m}_{г.н}^{б.ок} = \frac{p_{б.ок} \dot{V}_{ок}}{(RT_{эф})_{ок}}; \quad \dot{m}_{г.н}^{б.г} = \frac{p_{б.г} \dot{V}_г}{(RT_{эф})_г}, \quad (6.75)$$

$\dot{m}_{г.н}^{6.ок}$, $\dot{m}_{г.н}^{6.г}$ — секундный расход газов наддува баков окислителя и горючего соответственно: $(RT_{эф})_{ок}$; $(RT_{эф})_г$ — эффективная работоспособность газа внутри бака окислителя и горючего соответственно.

Значения $RT_{эф}$ для «холодных», испарительных и газобаллонных систем с подогревом газа можно при некоторых допущениях с приемлемой точностью рассчитать по известным термодинамическим соотношениям.

Значения $RT_{эф}$ для «горячих» систем наддува газогенераторными газами из-за сложности внутрибаковых процессов, протекающих при таком наддуве баков (теплообмен, конденсация, испарение, химические реакции), определяются экспериментально. $RT_{эф}$ по результатам эксперимента рассчитывается по формуле

$$RT_{эф} = \frac{p_{\tau} V_{\tau}}{m_{г.н}}, \quad (6.76)$$

где p_{τ} — абсолютное давление в баке; V_{τ} — свободный объем бака на момент времени τ ; $m_{г.н}$ — количество газа, израсходованного на наддув бака на момент времени τ .

Масса газов наддува складывается из массы газов предварительного наддува $m_{п.н}$ и массового расхода газа в ходе полета

$$\int_0^t \dot{m}_{г.н} dt.$$

Следовательно, максимальную массу газов в баках в момент выключения ДУ можно определить по следующим формулам:

$$m_{г.н}^{6.ок} = m_{п.н}^{6.ок} + \int_0^k \frac{p_{6.ок} \dot{V}_{ок}}{(RT_{эф})_{ок}} dt; \quad (6.77)$$

$$m_{г.н}^{6.г} = m_{п.н}^{6.г} + \int_0^k \frac{p_{6.г} \dot{V}_г}{(RT_{эф})_г} dt; \quad (6.78)$$

$$m_{г.н} = m_{г.н}^{6.ок} + m_{г.н}^{6.г}. \quad (6.79)$$

При «горячем» наддуве баков температура газа над свободной поверхностью компонента выше температуры самого компонента. Поэтому в полете происходит прогрев компонентов за счет теплопроводности жидкости и за счет конвективного теплообмена из-за движения газа и жидкости внутри бака, зависящего от конструкции насадка, через который газ подается в бак. Чем выше температура газа наддува, тем меньше его масса, тем больше прогрев компонента, тем больше масса конструкции баков из-за повышения давления наддува для компенсации прогрева компонента.

Массу системы наддува баков можно разделить на две части: массу газов наддува в баках при выключении ДУ, пропорциональную в первом приближении номинальному количеству компонентов

топлива, и массу элементов конструкции системы наддува, зависящую от давления, температуры и расхода газов наддува и пропорциональную в первом приближении тяге ДУ ракетного блока:

$$m_{с.н} = m_{г.н} + m_{с.н}^{кон} = a_{с.н} m_{г.н} + \gamma_{с.н} P_{н}, \quad (6.80)$$

где $a_{с.н} = m_{г.н}/m_{т}$ — масса газа наддува, приходящаяся на единицу массы топлива; $\gamma_{с.н} = m_{с.н}^{кон}/P_{н}$ — масса агрегатов конструкции системы наддува, приходящаяся на единицу тяги ДУ.

Так как масса топливного отсека зависит от давления наддува баков, то при выборе давления в баках (при заданных давлениях на выходе в насосы) необходимо стремиться, чтобы

$$m_{т.о} - m_{т.гар} = \min (m_{т.о}^{кон} + m_{с.н} + m_{т.нез}), \quad (6.81)$$

где $m_{т.нез}$ — остатки топлива в баках в момент выключения ДУ РБ (остаток незабора); $m_{т.гар}$ — гарантийные запасы топлива.

Остатки незабора компонентов топлива из баков складываются из массы жидкой пленки на внутренних поверхностях баков и не вырабатываемых из баков компонентов топлива из-за образования воронок над сливными трубопроводами.

Масса незабираемых компонентов топлива из баков зависит от конфигурации днищ баков, совершенства заборных устройств и степени компенсации прироста давления упругости паров компонентов топлива при их нагреве в полете соответствующим увеличением давлений наддува (рис. 6.18). Для нормальной работы ЖРД в составе ДУ необходимо, чтобы в момент выключения уровень компонента превышал уровень незабора ($h_{вык} \geq h_{нез}$). Если давление наддува полностью компенсирует увеличение давления упругости паров компонентов из-за прогрева в полете, то $h_{вык} = h_{нез}$ и масса незабора зависит от совершенства заборного устройства и конфигурации днища баков. В противном случае к массе незабора при выключении ДУ необходимо добавить массу прогретых компонентов топлива, не компенсируемых давлением наддува баков.

Выбор характеристик системы наддува баков должен быть согласован с характеристиками ракетного блока с целью обеспечения максимальной полезной нагрузки.

В случае наддува горячим газогенераторным газом необходимо учитывать уменьшение удельной тяги ДУ из-за отбора части расхода компонентов топлива для системы наддува. Это относится и к испарительным и газобаллонным системам наддува с подогревом рабочего тела, когда часть расхода основных компонентов, расходуемых на испарение или подогрев, выбрасывается наружу. Умень-

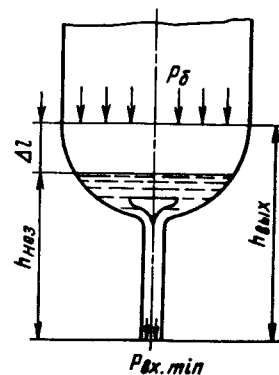


Рис. 6.18. К определению незабора компонента топлива из бака

шение удельной тяги в этом случае определяется по формуле

$$\Delta p_{уд}^0 = -p_{уд}^0 \frac{\dot{m}_{г.н}}{m_{г.н}} \quad (6.82)$$

Выбор системы наддува, обеспечивающей наибольшую массу полезной нагрузки, должен быть проведен с учетом $KT_{эф}$, масс конструкции баков, остающихся в баках газов, трубопроводов и заборных устройств, а также массы бустерных насосов в случае целесообразности их установки.

6.5. УПРАВЛЕНИЕ И РЕГУЛИРОВАНИЕ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ РАКЕТНЫХ БЛОКОВ

Типичная программа изменения тяги ДУ ракетных блоков (см. рис. 6.10) определяет требования к одиночному ЖРД как к одному из звеньев в системе управления БР и РН и к его работоспособности на всех эксплуатационных режимах полета. Вследствие этого двигательные установки являются исполнительными органами системы управления БР и РН, обеспечивающими движение летательных аппаратов по траекториям, близким к программным, и компенсирующими (путем изменения силы и направления тяги) действие на них в полете возмущающих факторов.

Среди этих факторов, как было показано в разд. 6.3, есть как внешние факторы, влияющие на режим работы одиночных ЖРД и связанные с изменением входных характеристик, так и факторы, связанные с изменениями характеристик внутренних процессов, происходящих в самом ЖРД.

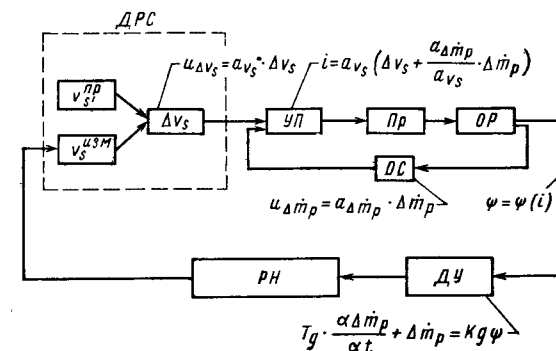
Для ограничения возможных отклонений действительных характеристик ДУ от их номинальных значений под действием этих возмущающих факторов в составе ДУ должна быть предусмотрена специальная система регулирования. Эта система может быть построена на базе измерения действительных выходных характеристик ЖРД, сравнения их с номинальными характеристиками и выдачи соответствующей команды в органы регулирования на изменение режима работы двигателя в случае появления рассогласования в величинах этих характеристик, сводя их к минимуму.

Системы управления и регулирования ДУ с ЖРД должны обеспечивать устойчивость и безопасность работы одиночных двигателей, достижение и поддержание заданных значений характеристик рабочего процесса при реальных внешних возмущениях, изменение режима и выключения ДУ после получения соответствующих командных сигналов от системы управления движением.

В качестве параметров регулирования ДУ могут быть выбраны физические параметры, определяющие выходные характеристики ЖРД (давление в камере сгорания, секундные расходы компонентов топлива, тяга, осевая перегрузка и т. д.), которые могут быть измерены и изменены в полете без нарушения режима работы ДУ.

Поскольку точность попадания БР или выведения РН зависит

Рис. 6.19. Схема регулирования кажущейся скорости (РКС) с обратной связью по углу отклонения органа регулирования:



от координат и составляющих скорости в момент выключения ДУ РБ, то достижение заданных техническим заданием максимальной дальности и параметров орбиты может быть обеспечено только при определенных гарантийных запасах компонентов топлива, зависящих от соотношения расходуемых компонентов.

Поэтому, кроме регулирования выходных суммарных тяговых и массовых характеристик, необходимо регулировать также и соотношение расходуемых из баков компонентов топлива с целью их одновременного и более полного израсходования. Неодновременность опорожнения баков приводит к увеличению остатков компонентов топлива, что в конечном счете вызывает уменьшение полезных нагрузок БР и РН. Установка специальной системы регулирования соотношения расходуемых компонентов в полете целесообразна в тех случаях, когда достигается увеличение полезной нагрузки.

В принципе все указанные задачи регулирования ДУ ракетного блока с ЖРД при достигнутом уровне техники могут быть решены единой системой регулирования, являющейся подсистемой системы более высокого уровня — системы управления БР и РН.

В первых жидкостных БР и РН (например, МБР, РН «Восток», «Союз» и др.) эти задачи решались двумя системами: системой регулирования «кажущейся» скорости (РКС) и системой одновременного опорожнения баков (СООБ).

Система РКС обеспечивает программное изменение кажущейся скорости БР или РН путем регулирования тяги двигателей. Таким образом, система РКС реагирует на случайные изменения удельного импульса и массового расхода топлива ЖРД, начальной массы РН, а также на изменение составляющей аэродинамических сил вдоль программного направления тяги.

На рис. 6.19 приведена скелетная схема РКС с непрерывным измерением, которая наглядно показывает функционирование системы. Регулирование «кажущейся» скорости можно осуществлять изменением массового расхода компонентов через одиночные ЖРД двумя способами: уменьшением числа оборотов турбины ТНА за счет уменьшения или увеличения массы газа, поступающего из газогенератора, или за счет изменения температуры газа, поступаю-

щего в турбину из газогенератора за счет изменения соотношения расходов компонентов в газогенераторе.

Требования к характеристикам органа регулирования РКС определяются разработчиками БР или РН и зависят от способа изменения массового расхода через одиночные ЖРД. Наиболее часто в качестве органа регулирования системы РКС используют регулятор одиночного ЖРД, обеспечивающий его устойчивую работу на заданных режимах и устанавливаемый на одной из магистралей питания газогенератора. Для работы системы РКС необходим дополнительный диапазон изменения массового расхода топлива ЖРД.

Очевидно, требуемый перепад давления на органы регулирования определяется требуемым диапазоном увеличения или уменьшения массового расхода компонентов, зависящим от наихудшего возможного сочетания возмущающих факторов. Возмущения, действующие на систему РКС, можно считать случайными и независимыми. В этом случае требуемое максимальное изменение массового расхода для регулирования можно определить по формуле

$$\Delta \dot{m}^{РКС} = \sqrt{\Delta \dot{m}_{p_{уд}}^2 + \Delta \dot{m}_m^2 + \Delta \dot{m}_{m_0}^2 + \Delta \dot{m}_{c_x}^2 + \Delta \dot{m}_q^2 + \Delta \dot{m}_w^2}, \quad (6.83)$$

где $\Delta \dot{m}_{p_{уд}} = -\frac{\dot{m}^0}{p_{уд}^0} \Delta p_{уд}$ — требуемое изменение секундного расхода для компенсации разброса удельного импульса; $\Delta \dot{m}_m = \Delta \dot{m}_v$ — то же для компенсации разброса массового расхода; $\Delta \dot{m}_{m_0} = \frac{n}{p_{уд}} \Delta m_0$ — то же для компенсации разброса стартовой массы; $\Delta \dot{m}_{c_x} = \frac{(qC_x S)_{\max}}{p_{уд} g_0 C_x} \Delta C_x$ — то же для компенсации разброса коэффициента аэродинамического сопротивления; $\Delta \dot{m}_q = \frac{(qC_x S)_{\max}}{p_{уд} g_0 q} \Delta q$ — то же для компенсации разброса скоростного напора; $\Delta \dot{m}_w = \frac{(qC_x S)_{\max}}{p_{уд} g_0} 2 \frac{w}{v}$ — то же для компенсации влияния ветра — ω .

Система СООБ обеспечивает одновременное опорожнение баков окислителя и горючего. Причиной неодновременного опорожнения баков являются погрешности в заправке компонентов топлива в баки РБ и отклонения фактических секундных расходов компонентов из баков от их номинальных значений.

Рассогласования объемов и масс компонентов и отклонения их секундных расходов зависят от ряда случайных возмущающих факторов, связанных с отклонениями фактических значений характеристик ДУ от их номинальных значений, принятых при настройке двигателей.

Эти возмущающие факторы можно разбить на две группы: факторы, приводящие к рассогласованию соотношения начальных объемов баков ($K_V = V_{ок}/V_r$), заполненных компонентами топлива, и к отклонению секундных объемных расходов компонентов топли-

ва от их номинальных значений $\left[\dot{K}_V = K_V \left(\frac{\dot{V}_{ок}}{V_{ок}} - \frac{\dot{V}_r}{V_r} \right) \right]$. К первой группе относят:

- 1) ошибки заправки компонентов ΔK_{V3} ;
- 2) рассогласование за счет сортности горючего и окислителя ΔK_{Vc}

$$\rho_{ок} = \rho_{ок}^H \pm \Delta \rho_{ок}; \quad \rho_r = \rho_r^H \pm \Delta \rho_r;$$

- 3) рассогласование за счет отклонений температур заправляемых компонентов ΔK_{Vt} :

$$t_{ок} = t_{ок}^H \pm \Delta t_{ок};$$

$$t_r = t_r^H \pm \Delta t_r.$$

Ко второй группе относят погрешности расхода компонентов:

- 1) отклонения за счет ошибки настройки ДУ $\Delta \dot{K}_{V \text{ наст}}$;
- 2) отклонения за счет сортности горючего и окислителя $\Delta \dot{K}_{Vc}$:

$$\rho_{ок} = \rho_{ок}^H \pm \Delta \rho_{ок};$$

$$\rho_r = \rho_r^H \pm \Delta \rho_r;$$

- 3) отклонения за счет отличия температуры окислителя и горючего от их номинальных значений $\Delta \dot{K}_{Vt}$:

$$t_{ок} = t_{ок}^H \pm \Delta t_{ок};$$

$$t_r = t_r^H \pm \Delta t_r;$$

- 4) отклонения объемов за счет разброса давлений наддува баков окислителя и горючего $\Delta \dot{K}_{Vp}$:

$$p_{б.ок} = p_{б.ок}^H \pm \Delta p_{б.ок};$$

$$p_{б.r} = p_{б.r}^H \pm \Delta p_{б.r}.$$

Система одновременного опорожнения баков должна к моменту выключения ДУ свести указанные рассогласования к нулю. Принципиально эту задачу можно решать следующими способами.

1. Точным регулированием секундных расходов компонентов топлива. Для этого необходимы точные измерения массовых или объемных расходов. Надежных способов непосредственного измерения массовых расходов до последнего времени не существует, и широкое распространение получили способы измерения объемных секундных расходов.

2. Точным регулированием объемов компонентов топлива. При использовании этого способа необходимы точные измерения текущих объемов компонентов топлива; регулирование опорожнения

баков производится по соотношению уровней компонентов топлива в баках (поэтому такие схемы называются *уровнемерными*). Из этих схем наибольшее распространение получили так называемые *схемы дискретного регулирования опорожнения баков*, основанные на сопоставлении моментов времени срабатывания датчиков, соответствующих определенным уровням компонентов в баках.

Конечное рассогласование при *уровнемерных* схемах существенно меньше, чем при *расходомерных*. Недостатком *уровнемерных* схем является возможность при определенных сочетаниях возмущающих факторов появления мгновенных значений соотношений массовых расходов, превышающих максимально допустимые.

Чтобы исключить такие случаи, которые могут привести к нарушению работоспособности двигателей или к ухудшению их энергетических характеристик (уменьшению удельной тяги), должны быть приняты соответствующие меры. Одной из таких мер является применение комбинированных систем одновременного опорожнения баков, когда одновременно ведется и регулирование секундных объемных расходов и соотношения уровней компонентов в баках.

В качестве органов регулирования СООБ можно использовать дроссельные устройства, устанавливаемые на входных или напорных магистралях. В первом случае требуется дополнительное увеличение давления наддува баков на величину максимально возможного перепада на дросселях, во втором — дополнительный напор у насосов, а следовательно, увеличение мощности турбины и производительности насосов.

В результате функционирования СООБ выполняется условие

$$\Delta K_{V_3} - \int_0^t (\Delta \dot{K}_V - \Delta \dot{K} \ddot{V}) dt \rightarrow 0, \quad (6.84)$$

где максимальное управляющее рассогласование $\Delta \dot{K}_V$ определяется действующими возмущениями $\Delta \dot{K}_V$.

6.6. ПНЕВМОГИДРАВЛИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ РАКЕТНЫХ БЛОКОВ С ЖИДКОСТНО-РАКЕТНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

Основной пневмогидравлических схем (ПГСх) ракетных блоков являются схемы одиночных ЖРД, их схемы систем питания с системами наддува баков, схемы заправки, дренажа и слива компонентов топлива и схемы других пневмогидравлических устройств (например, межблочных пневмогидравлических связей и связей земля — борт). Пневмогидравлическая схема одиночного ЖРД зависит от схемы системы подачи компонентов в камеру сгорания и схем систем управления и регулирования режима работы двигателя. Схемы систем питания с системами наддува баков компонентов топлива зависят от компоновочных и конструктивно-

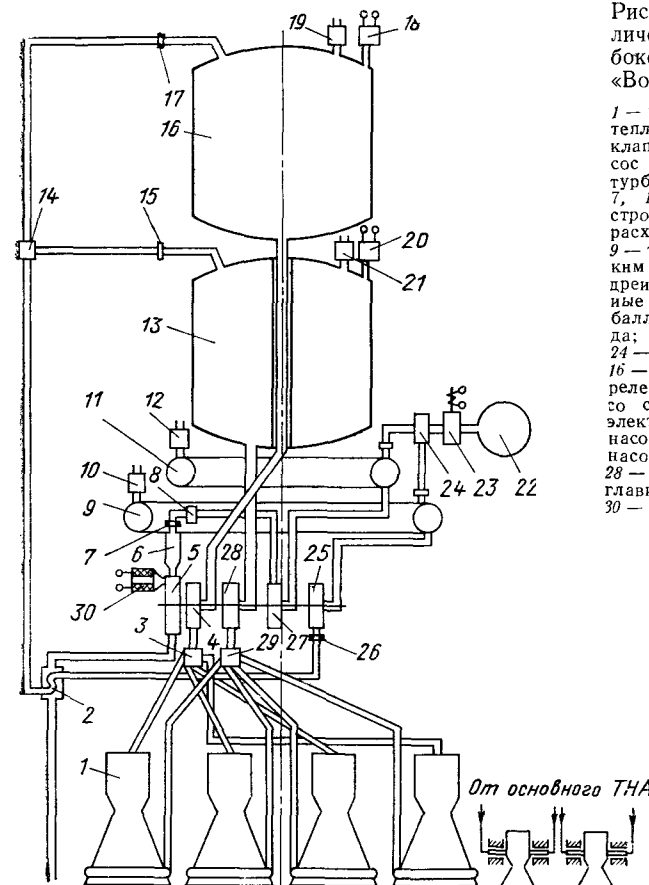


Рис. 6.20. Пневмогидравлическая схема (ПГСх) бокового блока ракет «Восток»:

1 — камера сгорания; 2 — теплообменник; 3 — главный клапан окислителя; 4 — насос жидкого кислорода; 5 — турбина; 6 — газогенератор; 7, 15, 17, 26 — шайбы иастроечные; 8 — регулятор расхода перекиси водорода; 9 — торовый баллон с жидким азотом; 10, 12, 19, 21 — дренажи — предохранительные клапаны; 11 — торовый баллон с перекисью водорода; 13 — бак горючего; 14, 24 — регуляторы расхода; 16 — бак окислителя; 18, 20 — реле давления; 22 — баллон со сжатым воздухом; 23 — электропневмоклапан; 25 — насос жидкого азота; 27 — насос перекиси водорода; 28 — насос горючего; 29 — главный клапан горючего; 30 — пиростартер

силовых схем топливных отсеков ракетных блоков (моно- или многоблочные топливные отсеки, с несущими или подвесными баками), от количества одиночных ЖРД в ДУ ракетных блоков, от схемы органов управления с использованием основных или специальных управляющих двигателей.

На рис. 6.20 приведена ПГСх бокового блока РН «Восток» с ДУ, состоящей из четырехкамерного основного кислороднокеросинового ЖРД «открытой» схемы и двух управляющих двигателей (камер сгорания), питающихся от основного ТНА.

На рис. 6.21 приведена ПГСх ракетного блока второй ступени РН «Космос» с двигателем «открытой» схемы РД-119. На рис. 6.22 — ПГСх ракетного блока второй ступени БР «Титан-II» (США) с повышенной боеготовностью, использующей в качестве окислителя тетраоксид азота (N_2O_4), а в качестве горючего — гидразин с НДМГ в 50%-ной смеси.

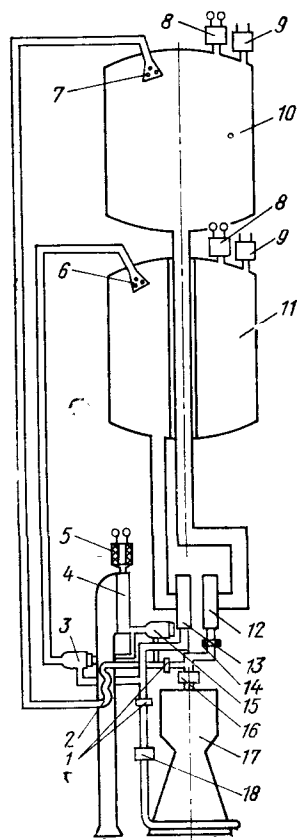


Рис. 6.21. Пневмогидравлическая схема ракетного блока второй ступени ракеты-носителя «Космос» с двигателем «открытой» схемы РД-119:

1, 14 — шайбы настроечные; 2 — теплообменник; 3 — смеситель; 4 — турбина; 5 — пиростартер; 6, 7 — устройство ввода газа в бак (распылитель); 8 — реле давления; 9 — дренажно-предохранительный клапан; 10 — бак окислителя; 11 — бак горючего; 12 — насос окислителя; 13 — насос горючего; 15 — газогенератор; 16 — главный клапан окислителя; 17 — камера сгорания; 18 — главный клапан горючего

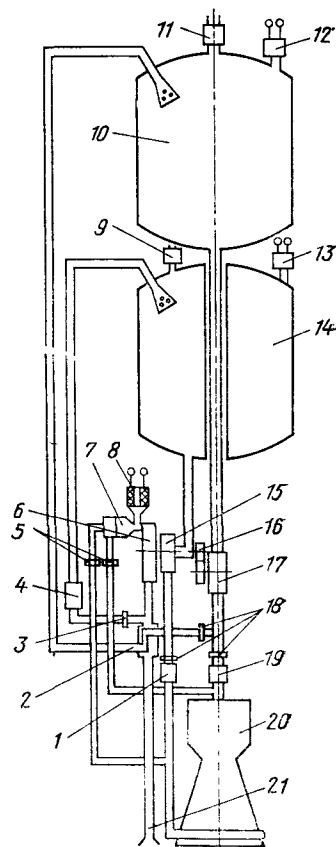


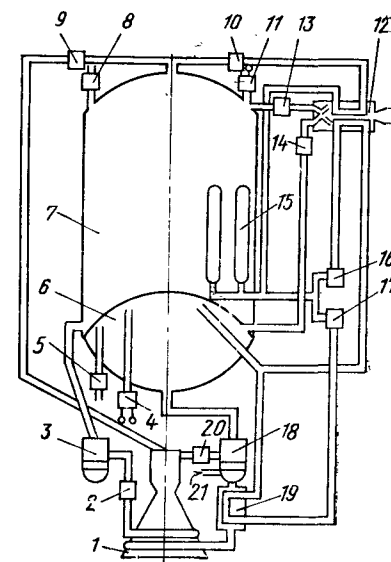
Рис. 6.22. Пневмогидравлическая схема ракетного блока второй ступени баллистической ракеты «Титан-II»:

1 — главный клапан окислителя; 2 — испаритель; 3, 5, 18 — шайбы настроечные; 4 — теплообменник; 6 — турбина; 7 — газогенератор; 8 — пиростартер; 9, 11 — дренажно-предохранительные клапаны; 10 — бак горючего (гидразин с НДМГ в 50%-ной смеси); 12, 13 — датчики давления; 14 — бак окислителя (четырёхокись азота); 15 — насос окислителя; 16 — редуктор; 17 — насос горючего; 19 — главный клапан горючего; 20 — камера сгорания; 21 — поворотное выхлопное сопло (для управления по крену)

На рис. 6.23 приведена ПГСх РБ третьей ступени ракеты-носителя «Сатурн-V» с ДУ, состоящей из одного кислородно-водородного ЖРД с ТНА «открытой» схемы, питающегося из топливного отсека с совмещенным днищем. Для управления по каналам тангажа и рыскания используется качание основного двигателя в кардановом подвесе. По каналу крена и для ориентации перед

Рис. 6.23. Пневмогидравлическая схема ракетного блока третьей ступени ракеты-носителя «Сатурн-V» (без вспомогательной двигательной установки):

1 — камера сгорания; 2 — главный клапан горючего; 3 — турбонасос горючего, работающий от газогенератора на основных компонентах; 4, 11 — датчики давления; 5, 8 — дренажно-предохранительные клапаны; 6 — бак жидкого кислорода; 7 — бак жидкого водорода; 9, 10, 13, 14, 16, 17 — клапаны; 12 — кислородно-водородный подогреватель; 15 — баллоны с жидким гелием; 18 — турбонасос окислителя; 19 — теплообменник; 20 — главный клапан окислителя; 21 — газы от турбонасоса жидкого кислорода для привода турбины жидкого кислорода



повторным запуском используется вспомогательная двигательная установка.

На рис. 6.24 приведена ПГСх ДУ орбитального самолета «Спейс Шаттл» с тремя кислородно-водородными двигателями «закрытой» схемы, питаемыми из подвешного топливного отсека с отдельными топливными баками. Для управления используется отклонение основных ЖРД в кардановом подвесе.

На рис. 6.25 приведена ПГСх РБ первой ступени РН «Сатурн-V» с пятью ЖРД «открытой» схемы, использующими в качестве окислителя жидкий кислород (O_2), в качестве горючего — керосин, в качестве органов управления — основные периферийные двигатели в кардановом подвесе.

Из приведенных ПГСх ракетных блоков с ЖРД, различающихся системами подачи при помощи ТНА с различными компоновочно-конструктивными схемами топливных отсеков, видно, что они отражают взаимодействие:

— систем питания компонентами (системы окислителя и горючего) с питающими трубопроводами, арматурой (заправочными, сливными и дренажными клапанами, датчиками расходов, дроссельными устройствами, указателями наполнения, фильтрами и т. д.), заборными и демфирующими устройствами;

— систем наддува с газовыми трубопроводами и арматурой (распылительными устройствами, пневмоклапанами, расходными шайбами, датчиками давления и т. д.);

— пневмогидравлических устройств связи «земля — борт» между ракетными блоками и отсеком полезной нагрузки и т. д.

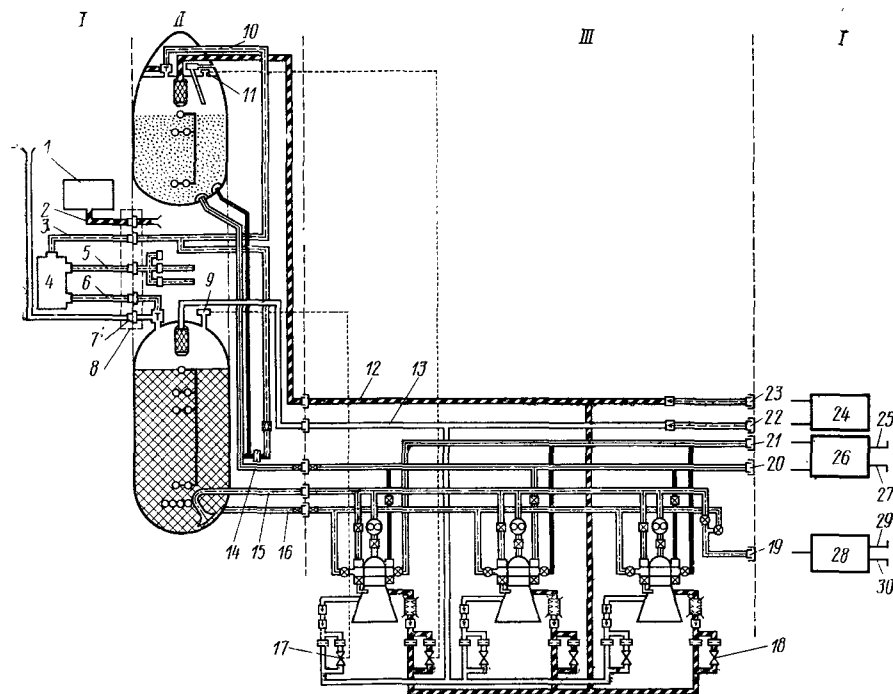


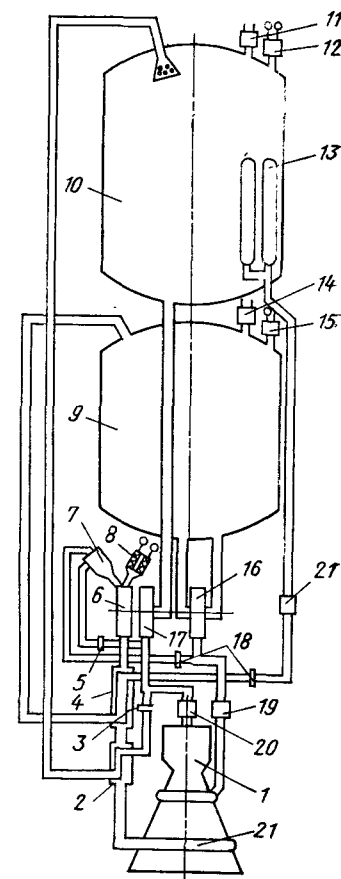
Рис. 6.24. Пневмогидравлическая схема орбитальной ступени системы «космический челнок»:

I — наземное оборудование; II — подвесной топливный отсек; III — основная двигательная установка орбитальной ступени; 1 — наземные приборы для контроля концентрации кислорода и водорода в промежуточном отсеке топливного бака; 2 — трубопровод забора газа для анализа в приборах 1; 3 — трубопровод подачи газообразного гелия в систему барботирования и в пневмосистему управления клапанами бака окислителя; 4 — пульт управления подачи газообразных азота и гелия; 5 — трубопровод газообразного азота для продувки промежуточного отсека; 6 — трубопровод подачи газообразного гелия в пневмосистему управления клапанами бака горючего; 7 — разъем на дренажном патрубке бака горючего; 8 — плата со штеккерными разъемами на корпусе промежуточного отсека; 9 — датчик (всего четыре) давления паров горючего; 10 — трубопровод подачи гелия к клапанам; 11 — датчик (всего четыре) давления паров окислителя; 12 — трубопровод наддува бака окислителя газообразным кислородом; 13 — трубопровод наддува бака горючего газообразным водородом; 14 — трубопровод подачи жидкого кислорода из бака окислителя к основной ДУ; 15 — трубопровод подачи жидкого водорода из бака горючего к основной ДУ; 16 — трубопровод рециркуляции жидкого водорода; 17 — регулятор давления газообразного водорода, используемого для наддува бака горючего; 18 — регулятор давления жидкого кислорода, используемого для наддува бака окислителя; 19 — разъем на трубопроводе заправки и слива бака горючего; 20 — разъем на трубопроводе заправки и слива бака окислителя; 21 — разъем на трубопроводе отвода жидкого кислорода; 22, 23 — разъемы на трубопроводах газообразного гелия, используемого для предварительного наддува бака окислителя; 24 — пульт управления наддувом; 25 — трубопровод отвода жидкого кислорода; 26 — пульт управления заправкой и сливом жидкого кислорода; 27 — трубопровод подачи жидкого кислорода из хранилища; 28 — пульт управления заправкой и сливом жидкого водорода; 29 — трубопровод подачи жидкого водорода из хранилища; 30 — трубопровод слива жидкого водорода в бассейн для сжигания.

Запуск, выключение и регулирование работы ДУ с ЖРД обычно осуществляется клапанами, устанавливаемыми либо на основных питающих компонентах топлива трубопроводах до или после ТНА, либо на вспомогательных, питающих газогенераторы. Для управления клапанами при их открытии или закрытии при больших давлениях и расходах подаваемых компонентов топлива тре-

Рис. 6.25. Пневмогидравлическая схема ракетного блока первой ступени ракеты-носителя «Са-турн-V» (показан один двигатель F-1):

1 — камера сгорания; 2 — теплообменник для получения газообразного кислорода; 3, 5, 18 — шайбы настроечные; 4 — теплообменник для получения газообразного гелия; 6 — турбина; 7 — газогенератор, работающий на основных компонентах; 8 — пиростартер; 9 — бак горючего (керосин); 10 — бак окислителя (жидкий кислород); 11, 14 — дренажно-предохранительные клапаны; 12, 15 — датчики давления; 13 — баллоны с жидким гелием; 16 — насос горючего; 17 — насос окислителя; 19 — главный клапан горючего; 20 — главный клапан окислителя; 21 — коллектор выхлопных газов турбины и сопловой насадок



буются большие усилия. Для создания таких усилий в современных ЖРД применяются пневмогидроклапаны (ПГК), управляемые при помощи электропневмоклапанов (ЭПК).

Для обеспечения срабатывания таких ПГК должна быть предусмотрена специальная управляющая пневмосистема с газовыми баллонами и с запасом газов высокого давления, что вызывает увеличение массы ракетного блока, и поэтому понятно стремление проектантов найти пути снижения дополнительных масс.

Известны следующие направления снижения величин этих масс:

1. Сокращение количества таких клапанов, установка их на входных трубопроводах перед ТНА с целью сокращения гидравлических потерь.

2. Замена пневмогидроклапанов с электропневмоклапанами электропироклапанами, не требующими для обеспечения их срабатывания специальных пневмосистем.

Использование электропироклапанов целесообразно в ПГСх ракетных блоков БР одноразового применения (на открытие или закрытие проходных сечений), но для обеспечения надежности их срабатывания требуется дублирование (или даже троирование) электропироклапанов и принятие специальных мер по обеспечению безопасности проверки исправности и правильности функционирования их электроцепей.

Движение компонентов топлива и газа по трубопроводам ЖРД, как правило, сопровождается колебаниями расхода и давления. Изменение расходов по времени вызывает соответствующее изменение давлений, которые зависят от геометрии и других свойств трубопроводов ПГСх. При совпадении частот собственных колебаний компонентов в трубопроводах с частотами колебаний корпуса или колебаний расхода на входе в двигатель или с частотами других входных возмущений возможен резонанс, приводящий к резко-

му возрастанию пульсаций тяги и к выходу из строя ЖРД или элементов ракетного блока.

Поэтому очень важным в процессе проектирования ДУ является правильный выбор ПГСх, состава и характеристик элементов автоматики и демпфирующих устройств для гашения колебаний давления на входе в насосы. При проектировании ПГСх необходимо также учитывать неустановившееся движение жидкостей и газов по трубопроводам при включении и выключении ЖРД. При неудачных расстановке клапанов и выборе их характеристик возможно появление гидроударов, приводящих к разрушению питающих ЖРД трубопроводов.

Ответственным этапом разработки ПГСх является определение состава, месторасположения и требований к элементам автоматики, определение гидравлических и пневматических потерь давления в трубопроводах.

Гидравлические характеристики элементов систем питания компонентами топлива (системы окислителя и горючего) определяют гидравлические потери давления, которые, как было уже указано, требуют компенсации соответствующим повышением давления наддува баков. Потери давления в газовых трактах системы наддува баков также требуют компенсации соответствующим повышением начальных давлений в системах наддува баков.

При проектировании ракетных блоков необходимо провести следующие работы:

- гидравлические расчеты систем питания окислителем и горючим;
- пневмогидравлические расчеты систем наддува баков окислителя и горючего;
- расчеты запорочных и дренажных коммуникаций;
- расчеты прочих пневмогидросистем и устройств.

Как было показано в разд. 6.4, гидравлические потери систем питания компонентами топлива определяются формулами (6.66) — (6.70).

Длина трубопроводов и местные сопротивления элементов систем определяются выбранной компоновочно-конструктивной схемой РБ. Диаметры трубопроводов систем питания компонентами топлива определяются формулой (6.74).

Обработка статистических данных показывает, что скорость движения компонентов в трубопроводе $W \approx 4 \dots 6$ м/с примерно соответствует минимальной массе, определенной по формуле (6.74).

Диаметры дренажных трубопроводов и проходных сечений дренажно-предохранительных клапанов выбираются из условия обеспечения допустимых повышений давления в баках при максимальных расходах газов (охлаждение и заправка криогенными компонентами, наддув баков и т. д.).

6.7. ТРЕБОВАНИЯ К НАДЕЖНОСТИ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК РАКЕТНЫХ БЛОКОВ С ЖИДКОСТНО-РАКЕТНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ И СПОСОБЫ ЕЕ ОБЕСПЕЧЕНИЯ

Надежность ДУ, как ее свойство сохранять свои характеристики в допускаемых пределах при заданных эксплуатационных условиях, закладывается на этапах разработки ТЗ на одиночные ЖРД и системы ДУ при их проектировании, производстве и наземной отработке, производстве и наземных стендовых испытаниях ракетных блоков, при летных испытаниях БР и РН и поддерживается на необходимом уровне в процессе эксплуатации в составе БРК или РКК. На всех этапах создания ДУ ракетных блоков должен быть осуществлен ряд мер, обеспечивающих их надежность. Для этого уже на ранних этапах проектирования БР и РН производится нормирование надежности системы ДУ и одиночных ЖРД и разрабатывается программа обеспечения и подтверждения их надежности.

Программа обеспечения надежности ДУ ракетных блоков с ЖРД должна предусматривать:

1. На стадиях проектирования и конструирования:

- разработку наиболее простых схемных решений систем и агрегатов, входящих в ДУ, содержащих по возможности минимальное количество элементов;
- применение принципа максимальной преемственности, т. е. максимальное использование узлов, агрегатов и проектно-конструкторских решений, уровни надежности которых подтверждены натурными испытаниями уже отработанных аналогов;
- разработку прогрессивных проектных решений, обеспечивающих высокую надежность с применением принципов избыточности и резервирования элементов и агрегатов, входящих в ДУ, при обеспечении контроля режима их работы с помощью диагностико-прогнозирующих систем;
- определение условий работы ДУ ракетных блоков с ЖРД на всех этапах их эксплуатации и необходимых запасов работоспособности одиночных ЖРД;
- анализ аварийных состояний одиночных ЖРД;
- определение номенклатуры контролируемых параметров работы двигателя для диагностико-прогнозирующей системы аварийных состояний;
- разработку объема и содержания конструктивно-доводочных испытаний агрегатов и систем, составление программы измерений и определение состава измерительных средств и требований к ним;

— разработку технологических мероприятий, методов контроля и обеспечения требуемого качества изготовления узлов и агрегатов ДУ в соответствии с технической документацией.

2. На стадии наземных испытаний:

- полный охват экспериментальной наземной отработкой всех узлов, приборов и агрегатов, включая ДУ ракетных блоков с ЖРД

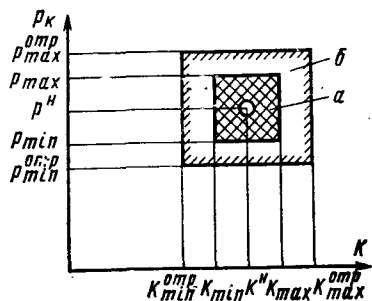


Рис. 6.26. Режимы работы одиночных ЖРД:

a — режимы, соответствующие летным условиям; *б* — режим отработочных стендовых испытаний для подтверждения требуемых запасов работоспособности ЖРД при повышенных

отклонениях P_K и $K = \frac{m_o k}{m_r}$

в комплексе; определение объема конструкторско - доводочных (КДИ) и контрольно-сдаточных (КСИ) испытаний;

— совершенствование методов экспериментальной отработки и

проведения испытаний с применением диагностико-прогнозирующих систем аварийного состояния, обеспечивающих прекращение испытаний систем и агрегатов до аварийного их исхода;

— совершенствование измерительных систем и датчиков-измерителей с целью повышения их точности при экспериментальной отработке и испытаниях.

3. На стадии летных испытаний:

— полный и детальный анализ всех отказов и замечаний, возникших при подготовке к пуску и в полете;

— совершенствование конструкции агрегатов и систем ДУ по результатам испытаний.

Надежность одиночных ЖРД в основном определяет надежность ДУ в целом. Поэтому одним из основных требований к одиночным ЖРД является требование повышенных запасов по работоспособности как при отклонениях их выходных характеристик сверх допустимых в полете, так и при повышенных ресурсах их работы (времени работы одиночных ЖРД на стендах по сравнению с временем их работы в полете) рис. 6.26.

Диагностико-прогнозирующие системы аварийных состояний одиночных ЖРД позволяют до возникновения таких состояний прекращать работу или переводить ЖРД на «щадящий» режим. Применение таких систем при наземной стендовой отработке ЖРД дает возможность существенного сокращения потребной материальной части.

Если двигатель будет своевременно выключен после появления первичной неисправности, то авария будет предотвращена, двигатель сохранен, и после устранения неисправности испытания этого двигателя могут быть продолжены.

Применение таких систем в многодвигательных установках ракетных блоков с использованием «щадящего» режима при появлении неисправности, приводящей к отказу, существенно повышает надежность ДУ. Но при этом уменьшается полезная нагрузка вследствие снижения удельной тяги при работе на «щадящем» режиме и увеличения гравитационных потерь.

Одним из эффективных способов повышения надежности многодвигательных установок ЖРД является метод резервирования,

когда наряду с основными двигателями, функционально необходимыми, в составе ДУ ракетных блоков добавляются резервные, предназначенные для замены основных в случае их отказа. Если ракетный блок содержит $n_{дв}$ одиночных ЖРД, работающих независимо друг от друга, имеющих свою систему питания, регулирования и управления и обладающих одинаковой надежностью, то надежность работы такой его ДУ определяется зависимостью

$$P_{д.у} = \prod_{i=1}^{n_{дв}} P_i^0 = (P_i^0)^{n_{дв}}, \quad (6.85)$$

где $n_{дв}$ — количество одиночных ЖРД; P_i^0 — надежность одиночного ЖРД.

Из этого соотношения видно, что даже при высокой надежности одиночных ЖРД, но при большом их количестве $n_{дв}$, надежность ДУ будет низкой. Так, при ДУ с двадцатью одиночными ЖРД, имеющими $P_i^0 = 0,99$, надежность ДУ $P_{д.у} = 0,99^{20} = 0,815$.

Надежность многодвигательной установки можно повысить резервированием одиночными ЖРД. Различают резервирование многодвигательных установок с постоянно включенным и с «холодным резервом». При постоянно включенном резерве все одиночные ЖРД работают с момента старта. При «холодном резерве» резервные двигатели включаются по мере отказа работающих ЖРД.

«Холодное» резервирование имеет следующие недостатки:

увеличивается масса конструкции ДУ за счет массы резервных двигателей, которые в полете могут быть не использованы;

ухудшаются динамические характеристики из-за резкого изменения тяги ДУ при выключении основных и включении резервных;

усложняется система выключения и запуска двигателя в полете.

Поэтому «холодное» резервирование для повышения надежности многодвигательных установок ракетных блоков считается нецелесообразным.

Общее резервирование с постоянно включенным резервом может быть двух типов: с постоянным и переменным коэффициентом форсирования тяги одиночного ЖРД:

$$k_{\phi} = \frac{P_n^{0\phi}}{P_n^0}, \quad (6.86)$$

где P_n^0 — тяга одиночного двигателя на номинальном режиме; $P_n^{0\phi}$ — тяга одиночного двигателя на форсированном режиме.

При резервировании с $k_{\phi} = 1$ все одиночные двигатели работают на номинальном режиме и тяга работающих двигателей при выключении неисправных или перевода их на «щадящий режим» не изменяется. Недостатком этого метода является снижение тяговооруженности ступеней БР или РН при отказах одиночных двигателей. Для компенсации этого снижения необходимо предусматри-

вать увеличение гарантийных запасов топлива для компенсации гравитационных потерь.

При резервировании с $k_f > 1$ при отказе одиночных двигателей производится форсирование оставшихся двигателей до номинальной тяги ДУ РБ. Величина форсирования тяги одиночных ЖРД в этом случае определяется соотношением

$$k_f = \frac{P_{\text{н}}^{\text{оф}}}{P_{\text{н}}^0} = \frac{n_{\text{дв}}}{n_{\text{дв}} - n_p}, \quad (6.87)$$

где $n_{\text{дв}}$ — общее количество одиночных ЖРД в ДУ РБ; n_p — резервируемое количество одиночных ЖРД. Величина k_f в этом случае ограничивается прочностью и запасами устойчивости рабочего процесса одиночного ЖРД. При заданном значении k_f можно определить требуемую кратность резервирования из соотношения

$$\alpha_p = \frac{n_p}{n_{\text{дв}} - n_p} = k_f - 1. \quad (6.88)$$

В многодвигательных установках отказавшие ЖРД могут оказать влияние на работоспособность остальных двигателей, если их не выключать до развития аварийного состояния. Поэтому резервирование двигателя само по себе не может обеспечить повышения надежности многодвигательной установки.

Для обеспечения надежности таких ДУ необходимо применение диагностико-прогнозирующих систем аварийной защиты двигателей, обеспечивающих перевод на «щадящий» режим или выключение отказавших ЖРД до наступления их аварийного состояния.

Надежность ДУ в этом случае будет зависеть не только от количества и надежности одиночных ЖРД, но и от кратности резервирования и надежности работы систем аварийной защиты.

Примем следующие допущения:

- отказы всех одиночных ЖРД представляют собой простейший поток событий;
- все одиночные ЖРД равнонадежны,
- устройства отключения одиночных ЖРД идеальны,
- при отказе от одного до n_p одиночных ЖРД включительно режимы остальных не изменяются,
- отказы одиночных ЖРД являются независимыми событиями,

резервированная ДУ обеспечивает заданное движение РБ при условии, что:

- ни один ЖРД не отказал,
- отказал один ЖРД,
- отказали два или до n_p ЖРД включительно.

Тогда надежность ДУ РБ определится соотношением

$$P_{\text{д.у}} = \sum_{i=0}^{n_p} C_{n_{\text{дв}}}^i (P_i^0)^{n_{\text{дв}}-i} (1 - P_i^0)^i, \quad (6.89)$$

где $C_{n_{\text{дв}}}^i$ — биномиальный коэффициент.

Из (6.89) следует, что надежность ДУ в этом идеальном случае увеличивается с увеличением числа резервируемых двигателей. Однако в реальных условиях надежность двигательной установки зависит от надежности работы системы аварийной защиты, обеспечивающей своевременное выключение аварийных одиночных ЖРД ($P_{\text{с.а.з}}$)

$$P_{\text{д.у}} = \sum_{i=0}^{n_p} C_{n_{\text{дв}}}^i (P_i^0)^{n_{\text{дв}}-i} (1 - P_i^0)^i P_{\text{с.а.з}}^i. \quad (6.90)$$

Поэтому при определении требуемой надежности ЖРД P_i^0 по заданной надежности многодвигательной силовой установки необходимо учитывать надежность систем аварийной защиты одиночных двигателей ($P_{\text{с.а.з}}$).

Из практики создания ЖРД известно, что двигатели меньшей тяги можно отрабатывать до заданного уровня надежности значительно быстрее и с существенно меньшими затратами, чем двигатели большой тяги [18].

Производственно-технологические возможности также накладывают определенные ограничения на размерность одиночных ЖРД. Кроме того, при увеличении тяги одиночных ЖРД многодвигательных установок большой тяги (особенно ДУ ракетных блоков первых ступеней РН, тяга которых может достигать 10—100 МН и более) увеличиваются конструктивные трудности передачи больших сосредоточенных сил тяги одиночных ЖРД на тонкостенные конструкции топливных отсеков, что приводит к увеличению относительной массы конструкции ракетных блоков.

Поэтому при разработке многодвигательных установок ракетных блоков РН большой тяги 10—100 МН и более, при выборе числа одиночных двигателей, необходимо учитывать зависимость затрат и времени на обеспечение надежности от размерности одиночных двигателей.

СОГЛАСОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК И СОСТАВА СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ С ОСНОВНЫМИ ПРОЕКТНЫМИ ПАРАМЕТРАМИ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАКЕТ И РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

Управление БР и РН необходимо для обеспечения движения по траектории, близкой к расчетной, и доставки полезной нагрузки к наземной цели или на заданную орбиту ИСЗ с необходимой точностью. Точность доставки полезной нагрузки в зависимости от решаемой задачи запуска может определяться несколькими величинами. Для БР такими величинами являются отклонения точки попадания боевого блока от фактической цели по дальности ΔL и по боковому направлению ΔZ . Указанные величины, таким образом, являются управляемыми параметрами, удерживание которых в допускаемых пределах должно обеспечиваться системами управления дальностью стрельбы и направлением движения.

Для РН такими величинами являются отклонения от требуемых значений параметров орбиты: высоты в перигее ΔH_{π} ; в апогее ΔH_{α} ; наклонения Δi ; долготы восходящего узла $\Delta \Omega$; углового положения перигея $\Delta \omega$; времени прохождения перигея Δt или части из них в зависимости от задач запуска.

Очевидно, выполнение всех условий точности выведения РН может потребовать шести бортовых систем управления, которые в дальнейшем будем рассматривать как основные части общей системы управления РН и называть для краткости системой управления (СУ).

В ряде случаев в число управляемых параметров могут входить и такие величины, как предельная поперечная перегрузка, влияющая на нагружение силовых элементов конструкции; рассогласование уровней в баках, определяющее остатки неиспользуемых компонентов и т. д.

При выполнении заданных летно-технических характеристик с наибольшей эффективностью отнюдь не безразлично, какой массой аппаратуры системы управления, дополнительной массой силовых элементов конструкции и исполнительных органов управления, а также запасов топлива достигаются цели управления. Наилучшее управление и по составу и по исполнению должно обеспечить заданные характеристики точности с минимальными потерями в полезной нагрузке БР или РН. Вот почему вопросам согласования характеристик системы управления с основными проектными параметрами БР или РН, в частности, состава и конкретного числа управляемых параметров, принципов управления и выбора исполнительных орга-

нов управления, должно уделяться внимание уже на самых ранних стадиях проектирования.

В настоящей главе изложение процесса согласования характеристик системы управления с основными проектными параметрами базируется на знакомстве слушателей с теорией автоматического регулирования, теорией движения и основами устройств бортовых систем управления, включая системы одновременного опорожнения баков.

7.1. ЗАДАЧИ УПРАВЛЕНИЯ И ОСНОВНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ К СИСТЕМАМ УПРАВЛЕНИЯ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАКЕТ И РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

Ракеты относятся к числу автоматически управляемых систем, поскольку участие человека при быстротечности активного функционирования БР и РН ограничено его функциональными возможностями.

Управление БР или РН означает в первую очередь управление направлением и величиной тяги двигателей, как силы, формирующей траекторию движения с учетом конкретных условий полета. Направление тяги двигателей определяется угловой стабилизацией БР или РН, т. е. выдерживанием заданного значения углов тангажа θ , рыскания ζ , крена η . Эти задачи решает часть системы управления — система угловой стабилизации БР или РН. Система угловой стабилизации объединяет три канала управления по числу управляемых параметров θ , ζ и η , каждый из которых построен по типичной принципиальной схеме одноканального управления, (рис. 7.1):

источник информации о задачах управления, измеряющий фактические управляемые параметры и сравнивающие их с заданными; преобразующее устройство, обрабатывающее информацию о задачах управления и о фактических результатах управления;

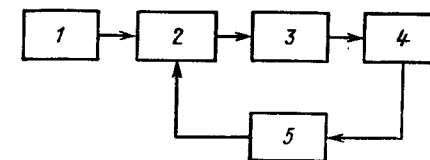
исполнительные органы управления (рули, рулевые двигатели или устройства отклонения основных двигателей), непосредственно воздействующие на ориентацию БР или РН в пространстве;

объект управления — собственно ракета или ступень ЛА;

обратная связь о фактическом состоянии объекта управления и его исполнительных органов, позволяющая улучшить качество управления.

Рис. 7.1. Принципиальная схема одноканального управления:

1 — источник информации о задачах управления; 2 — устройство преобразования информации о задачах и фактических результатах управления в командные сигналы; 3 — исполнительные органы управления; 4 — объект управления (БР или РН); 5 — обратная связь о фактическом состоянии объекта управления и его исполнительных органов



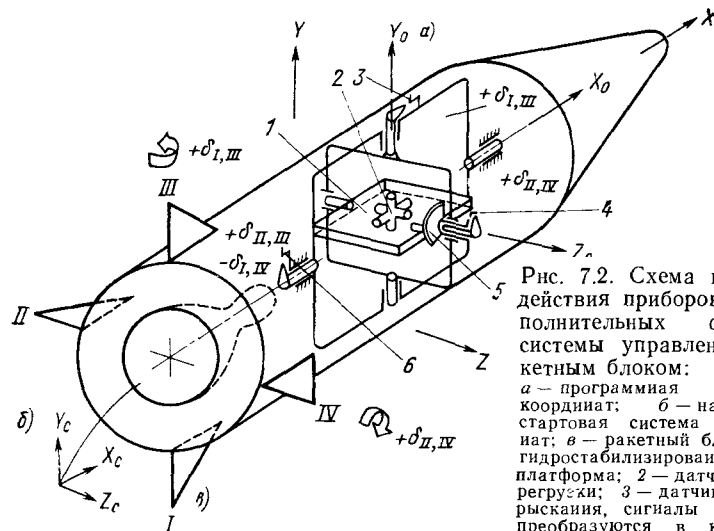


Рис. 7.2. Схема взаимодействия приборов и исполнительных органов системы управления ракетным блоком:

a — программная система координат; *b* — начальная стартовая система координат; *в* — ракетный блок; 1 — гидростабильная платформа; 2 — датчики перегрузки; 3 — датчики угла рыскания, сигналы которых преобразуются в команды на рули I—III; 4 — датчики

угла тангажа, сигналы которых преобразуются в команды на рули II—IV; 5 — устройство задания программы угла тангажа; 6 — датчики угла рыскания, сигналы которых преобразуются в команды на рули I—IV

Рис. 7.3. Схема размещения элементов системы управления на трехступенчатом ЛА:

1 — космический корабль; 2 — приборный отсек; 3 — ракетный блок третьей ступени; 4 — управляющие сопла; 5 — ракетный блок второй ступени; 6 — ракетный блок первой ступени; 7 — схема управляющих приводов двигателя и сопел третьей ступени; 8 — схема управляющих приводов двигателей первой и второй ступеней

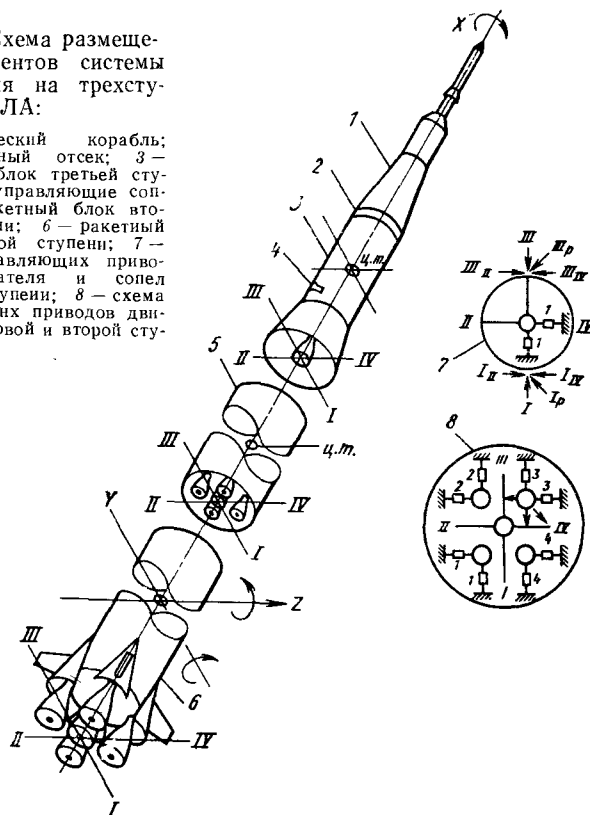
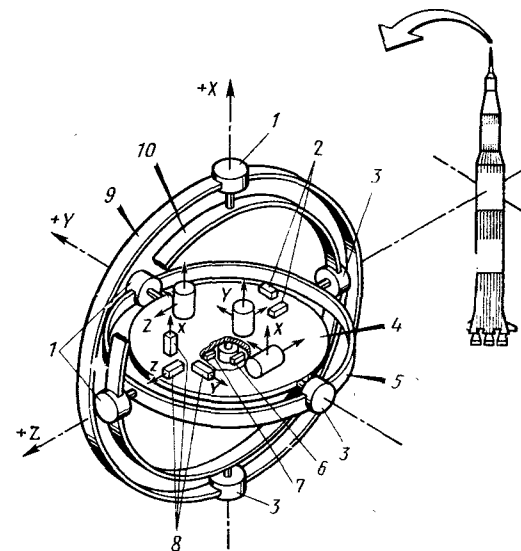


Рис. 7.4. Схема установки и ориентации гиросtabilизированной платформы на летательном аппарате:

1 — датчик установки по азимуту стрельбы; 2 — маятники установки по вертикали в период предстартовой подготовки; 3 — корректирующий мотор; 4 — гиросtabilизированная платформа; 5 — средняя рамка; 6 — подвижная призма; 7 — неподвижная призма; 8 — интегрирующие акселерометры; 9 — рамка, связанная с корпусом ЛА; 10 — внешняя рамка



Применительно к управлению углом тангажа (рис. 7.2; 7.3; 7.4; 7.5):

источник информации состоит из программника для задания угла тангажа в функции времени и гироскопического датчика;

преобразующее устройство превращает рассогласование между фактическим и программным углом тангажа в команды на отклонение рулей II — IV;

исполнительные органы по каналу тангажа — рули II — IV;

обратная связь осуществляется по рассогласованию (а также функциям от рассогласования) между фактическими и программными углами тангажа и отклонениями рулей II — IV.

Из рис. 7.2 следует, что рули II — IV используются в канале управления углом крена путем их отклонения в противоположные стороны. Использование одних и тех же исполнительных органов имеет место и в канале управления углом рыскания и в канале управления направлением полета. Использование одних и тех же источников информации (датчиков углового положения, перегрузок) может иметь место и в различных бортовых системах, например, системе управления дальностью и системе управления направлением полета и т. д.

Использование одних и тех же исполнительных органов управления и источников информации в различных каналах управления не означает, что задачи управления не могут быть четко разграничены для бортовых систем и отдельных каналов управления.

Так, бортовая система угловой стабилизации должна обеспечить ориентацию БР или РН по углам тангажа, рыскания и крена с качеством, определяемым требованиями к амплитудам и частоте колебаний указанных углов относительно программных значений.

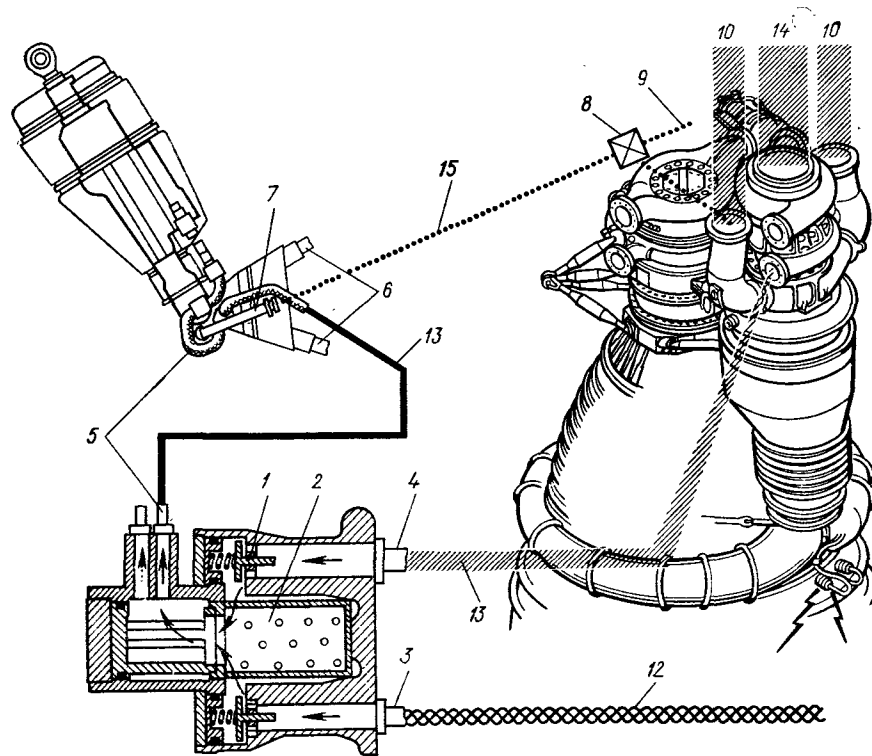


Рис. 7.5. Система управления величиной и направлением тяги двигателя:

1 и 2 — обратный клапан и фильтр в магистрали сервопривода отклонения оси двигателя; 3 — трубопровод подачи рабочей жидкости от наземного оборудования; 4 — трубопровод подачи рабочей жидкости от насоса горючего в полете; 5 — гибкий трубопровод подачи рабочей жидкости; 6 — подвижный узел крепления сервопривода; 7 — трубопровод отвода рабочей жидкости от сервопривода; 8 — клапан проверки; 9 — к наземному вспомогательному оборудованию; 10 и 11 — регулируемые подачи горючего и окислителя из баков (для управления величиной тяги и одновременным использованием компонентов); 12 — рабочая жидкость от наземного оборудования; 13 — горючее; 14 — окислитель; 15 — отвод рабочей жидкости от сервопривода

Бортовая система наведения БР или РН должна обеспечить кинематические параметры движения в момент окончания активного участка, удовлетворяющие допустимым отклонениям точки падения боевого блока или отклонениям параметров орбиты выведения. Исполнительными органами управления по дальности полета БР или конечной скорости РН в данном случае является система выключения двигателя, а по направлению полета — рули I — III. По каналам управления высотой выведения и наклоном скорости к местному горизонту исполнительные органы у РН — рули II — IV. Бортовая система одновременного опорожнения баков (СООБ) должна обеспечить в момент окончания активного участка полета БР или РН неиспользованные остатки какого-либо из компонентов топлива в пределах допустимых отклонений, поскольку в данном случае они только увеличивают пассивную массу ракетных блоков.

Как упоминалось ранее, решение задач бортовыми системами управления может быть достигнуто различными по составу и принципу действия источниками информации, исполнительными органами управления, однако с позиций эффективности как БР, так и РН лучшая система управления обеспечивает минимальные потери в приведении к массе полезной нагрузки

$$\min(m_{a,y} + m_{n,o} + m_{кон.нез}), \quad (7.1)$$

где $m_{a,y}$ — масса аппаратуры управления с источниками энергопитания; $m_{n,o}$ — масса исполнительных органов с запасами рабочего топлива; $m_{кон.нез}$ — масса силовых элементов конструкции и гарантийных запасов топлива, зависящая от характеристик системы управления.

Входящие в (7.1) массы увеличивают пассивную конечную массу ракетного блока i -й ступени ЛА и соответственно уменьшают полезную нагрузку:

$$\Delta M_{oi+1} = -\Delta m_{ki} = -m_{a,yi} - m_{n,oi} - m_{кон.нези}. \quad (7.2)$$

В частности, уменьшение полезной нагрузки из-за средств управления на N -й ступени $\Delta M_{п.н}^N = -\Delta m_{кN}$; на $N-1$ -й ступени $\Delta M_{п.н}^{N-1} = -\Delta m_{кN-1} \mu_{п.н,N}$; ... Суммарные потери полезной нагрузки

$$\Delta M_{п.н} = \sum_i^N \Delta M_{п.н}^i = - \sum_{i=1}^N (\Delta m_{a,yi} + \Delta m_{n,oi} + \Delta m_{кон.нези} \prod_{j>i}^{N+1} \mu_{п.н,j}; \quad (\mu_{п.н,N+1} = 1). \quad (7.3)$$

Приведенные потери в полезной нагрузке в соответствии с (7.1) должны быть наименьшими:

$$\min \sum_{i=1}^N (\Delta m_{a,yi} + \Delta m_{n,oi} + \Delta m_{кон.нези}) \prod_{j>i}^{N+1} \mu_{п.н,j} (\mu_{п.н,N+1} = 1). \quad (7.4)$$

Равенство (7.4) может рассматриваться как универсальный критерий выбора состава и характеристик системы управления в тех случаях, когда изменение составляющих потерь в полезной нагрузке не связано с большими материальными затратами, например на разработку принципиально новой элементной базы для аппаратуры системы управления, требующей капитальных затрат. Освоение новой элементной базы будет целесообразно, если затраты на ее создание и использование будут оправданы экономией при выполнении транспортной программы:

$$C_{к.з}^{c,y} + C_{и}^{c,y} N_{и} < \Delta M_{п.н} c_{y,d} N_{и} k, \quad (7.5)$$

где $C_{к.з}^{c,y}$ — капитальные затраты на создание системы управления, обеспечивающей прирост полезной нагрузки $\Delta M_{п.н}$; $C_{и}^{c,y}$ — затраты на изготовление бортового комплекса системы управления; $N_{и}$ — количество БР или РН на выполнение намеченной программы запусков;

$c_{уд}$ — удельные затраты выведения единицы массы полезной нагрузки и k -кратность повторного использования материальной части. Рассмотрим требования к системе управления БР или РН. Управление БР или РН выполняется в условиях возмущений случайного характера. Так, в процессе активного полета могут иметь место случайные возмущения в виде отклонения плотности атмосферы и, следовательно, аэродинамических сил; случайный по величине и направлению ветер; случайные отклонения в характеристиках двигательной установки и многие другие факторы.

Системы управления БР или РН должны обеспечить выполнение задач пуска в условиях возмущений, оговоренных в ТЗ на разработку или в отраслевых стандартах. К числу основных требований к системе управления следует отнести требования по точности попадания боевых блоков в заданную цель или выведения РН на орбиту с заданными параметрами, требования по обеспечению надежности управления БР и/ч РН, и их живучести в нештатных ситуациях.

1. Требования по обеспечению точности попадания БР или выведения РН на орбиту задаются допустимыми значениями среднеквадратичных отклонений σ или вероятных отклонений B . Так, максимально допустимые отклонения в пределах $\pm 2,7\sigma$ или $\pm 4B$ при нормальном законе распределения погрешностей системы управления соответствуют вероятности появления меньших отклонений — 99,3%.

Для БР принято оценивать предельные отклонения по дальности в долях σ_L и по направлению в долях σ_Z , тогда 99,3% всех отклонений укладывается в эллипс рассеивания точек падения боевых блоков с большой полуосью $2,7\sigma_L$ и малой полуосью $2,7\sigma_Z$.

В ряде случаев эллипс рассеивания удобно заменять кругом с радиусом в долях кругового вероятного отклонения (КВО), вероятность попадания в который равна вероятности попадания в эллипс.

$$\text{С достаточной точностью можно принять } \text{КВО} = \frac{1}{2}(B_L + B_Z) = \frac{2,7}{2,4}(\sigma_L + \sigma_Z).$$

Современные БР обеспечивают высокую точность стрельбы по наземным целям. Так, БР Минитмен-3 имеет КВО ~ 180 м, МХ — КВО ~ 90 м, Першинг-II — КВО ~ 30 м (см. табл. 1 в приложении 1).

Это означает, что при стрельбе на максимальную дальность 50% всех ракет Минитмен-3 доставляют боевые блоки в круг с центром в точке цели и радиусом менее 180 м; 99,3% всех ракет Минитмен-3 — в круг радиусом $\leq 4 \times 180 = 720$ м.

Только часть отклонения от цели определяется работой системы управления. Так, отклонение точки падения боевого блока от цели ΔL складывается из суммы случайных отклонений

$$\Delta L = \Delta L_{c,y} + \Delta L_J + \Delta L_{от} + \Delta L_{гр} + \Delta L_a + \Delta L_w, \quad (7.6)$$

где $\Delta L_{c,y}$ — отклонение за счет погрешностей системы управления

соответственно прицеливания $\Delta L_{c,y}^{np}$ инструментальных $\Delta L_{c,y}^n$ и методических $\Delta L_{c,y}^m$; ΔL_J — отклонение за счет разброса импульса последствия; $\Delta L_{от}$ — отклонение за счет разброса скорости отделения боевого блока; $\Delta L_{гр}$ — отклонение из-за незнания аномалий гравитационного поля и координат цели, случайным образом меняющееся с изменением направления стрельбы и цели; ΔL_a и ΔL_w — отклонения, вызванные разбросом плотности атмосферы и характеристик ветра у цели.

Сумма независимых случайных отклонений (7.6) должна определяться по теореме о сложении дисперсий [9] даже в тех случаях, когда не все слагаемые подчиняются нормальному закону распределения, но являются величинами одного порядка:

$$\max \Delta L = \left[\sum_i (\Delta L_i)^2 \right]^{0,5}, \quad (7.7)$$

где ΔL_i — отклонения из-за погрешностей системы управления ($i=1$), разброса импульса последствия ($i=2$) и т. д.

Для выполнения требований по точности наведения БР необходимо, чтобы максимально возможное отклонение не превосходило заданного $\Delta L^{т.з} \geq \max \Delta L$ и

$$\Delta L^{т.з} \geq \left[\sum_i (\Delta L_i)^2 \right]^{0,5}. \quad (7.8)$$

Согласование характеристик системы управления следует начинать с определения функций и допустимых погрешностей системы управления. Если в выражении (7.8) какое-либо из слагаемых ΔL_i превосходит заданное $\Delta L^{т.з}$, то функции управления должны быть дополнены для устранения недопустимого влияния i -го фактора. Например, недопустимо большое отклонение из-за незнания координат цели должно быть устранено установкой бортовой системы сопоставления расчетного и фактического положения цели и отработкой погрешности, как на ракете «Першинг-II».

Примеры устранения недопустимо большого влияния разброса импульса последствия путем введения конечной ступени тяги приведены в гл. 2. Недопустимо большое влияние ветра и разброса плотности атмосферы на участке возвращения головной части БР до известной степени может быть устранено увеличением конечной ее скорости.

Усложнять функции управления имеет смысл до такой степени, при которой погрешности системы управления $\Delta L_{c,y}$ и погрешности, накапливаемые при неуправляемом полете БР $\Delta L_{н,y}$, примерно равны.

Так, при равных $\Delta L_{c,y} = \Delta L_{н,y} = \Delta L^{т.з}/\sqrt{2}$ выполняется равенство (7.8): $\Delta L^{т.з} = (\Delta L_{c,y}^2 + \Delta L_{н,y}^2)^{0,5}$. Уменьшение погрешностей управления вдвое, что, как правило, связано и с затратами и с потерями в массе полезной нагрузки, приводит к улучшению точности всего на $\sim 13\%$:

$$\max \Delta L = (\Delta L_{c,y}^2 + \Delta L_{n,y}^2)^{0,5} = \left[\left(\frac{1}{2} \frac{\Delta L^{т.з.}}{\sqrt{2}} \right)^2 + \left(\frac{\Delta L^{т.з.}}{\sqrt{2}} \right)^2 \right]^{0,5} = 0,87 \Delta L^{т.з.}$$

Таким образом, состав и функции системы управления должны соответствовать предельной погрешности управления $\Delta L_{c,y} = (0,6 \dots 0,8) \Delta L^{т.з.}$

Равенства, аналогичные 7.7 и 7.8, могут быть записаны для отклонения боевого блока БР в боковом направлении:

$$\max \Delta Z = \left[\sum_i (\Delta Z_i)^2 \right]^{0,5}, \quad (7.7')$$

$$\Delta Z^{т.з.} \geq \left[\sum_i (\Delta Z_i)^2 \right]^{0,5}. \quad (7.8')$$

Применительно к РН точность выведения может характеризоваться шестью равенствами (7.8) (по числу параметров орбиты) или частью из них:

$$\begin{aligned} \Delta H_{\pi}^{т.з.} &\geq \left[\sum_j (\Delta H_{\pi j})^2 \right]^{0,5}; \\ \Delta H_{\alpha}^{т.з.} &\geq \left[\sum_j (\Delta H_{\alpha j})^2 \right]^{0,5}; \\ \Delta i^{т.з.} &\geq \left[\sum_j (\Delta i_j)^2 \right]^{0,5}; \\ \Delta \Omega^{т.з.} &\geq \left[\sum_j (\Delta \Omega_j)^2 \right]^{0,5}; \\ \Delta \omega^{т.з.} &\geq \left[\sum_j (\Delta \omega_j)^2 \right]^{0,5}; \\ \Delta \tau^{т.з.} &\geq \left[\sum_j (\Delta \tau_j)^2 \right]^{0,5}. \end{aligned} \quad (7.8'')$$

По одному каналу управления РН может осуществляться регулирование двух и более параметров орбиты выведения и, следовательно, возможны различные комбинации каналов управления при разработке ракеты с заданными летно-техническими характеристиками.

Наиболее часто используются каналы управления выключением двигателя t , управления углом рыскания $\xi(t)$ углом тангажа $\theta(t)$, управления тягой $P(t)$ и, следовательно, продолжительностью активного участка и временем старта $t_{ст}$. В табл. 7.1 дана классификация каналов управления и приведены контролируемые отклонения управляемых параметров выведения БР и РН.

Из таблицы следует, что ошибки одного канала управления могут приводить к погрешностям двух и более управляемых параметров, поэтому отклонения в (7.8) должны рассматриваться с учетом корреляции. Выполнение требований точности (7.8) может дости-

Таблица 7.1

Каналы управления		t_k	ζ	θ	P	$t_{ст}$
Контролируемые отклонения	БР РН	ΔL ΔH_{α}	ΔZ Δi $\Delta \Omega$	$\Delta \tau$ $\Delta \omega$ ΔH_{π}	Δt	Δt

гаться с различной совокупностью управляющих каналов и ее рациональный выбор — также часть процесса согласования характеристик и состава системы управления.

2. Требования по обеспечению надежности. К системе управления БР или РН предъявляются повышенные требования надежности, практически исключающие потери дорогостоящей материальной части вследствие отказа одного или даже двух приборов в составе бортовых систем. Таким образом, основные функции системы управления должны быть дублированы и дополнены логическими функциями самовывявления неисправностей.

Учитывая особое место БР в системах вооружения, предъявляются также исключительно жесткие требования по исключению их несанкционированного запуска. Специфические требования к системе управления БР связаны с высокой боеготовностью как одним из основных качеств БРК, помехозащищенностью и стойкостью в условиях возможного воздействия агрессора. Поэтому требования по обеспечению надежности регламентируют время подготовки системы управления к запуску, ее перенацеливания, продолжительность и периодичность профилактического обслуживания, стойкость к механическому, электромагнитному и прочему воздействию и т. д.

Для РН, используемых в качестве носителей межпланетных станций, особое значение приобретает точное исполнение расчетного времени запуска. Поэтому в числе требований к надежности содержится конкретный диапазон допустимого отклонения физического времени старта и вероятности, с которой он гарантируется.

Цель требований по надежности к управлению летательными аппаратами — выполнение задач запуска даже в тех случаях, когда условия эксплуатации или работа бортовых систем отличаются от номинальных, но технические возможности летательного аппарата позволяют продолжать полет. Выполнение задач полета зависит не только от использования технических возможностей системы управления, но и от использования всех возможностей ракетных блоков. И в таких ситуациях от системы управления требуются дополнительные функции анализа состояния бортовых систем и управления ими в нештатных ситуациях.

3. Требования к системе управления и алгоритмам ее функционирования в нештатных ситуациях. Основные требования к системе управления вытекают из путей достижения целей запуска летательного аппарата. Поэтому бортовые системы управления должны

Структурно-функциональная схема взаимосвязей бортовых систем управления современными ЛА

Место в структуре		Функциональное назначение	Входящие подсистемы	Алгоритмическое устройство
Центральные системы управления		Управление движением центра масс ЛА	навигации стабилизации углового движения стабилизации движения центра масс	Центральный бортовой вычислительный комплекс (ЦБВК)
		Контроль функционирования бортовых систем	измерения параметров соответствующих систем	
Локальные системы	с управлением локальными органами и передачей информации центральным системам	Управление расходом компонентов топлива Защита от пожаров Защита двигателей	измерения уровней или расходов компонентов измерения температур измерения параметров ДУ и их прогнозирование измерения параметров аварийности	Специализированный БВК Специализированный БВК
	с принятием решения об изменении задач пуска	Самоликвидация или обеспечение безопасности при пилотируемых полетах		

обеспечивать согласованное и целесообразное использование всех возможностей ЛА и прежде всего — полное использование энергии запасенного на борту топлива, тяговых возможностей двигательных установок, прочностных свойств конструкции, функциональное и агрегатное резервирование, чтобы с учетом конкретно сложившейся ситуации частичного или полного отказа отдельных систем задача запуска была выполнена. Условия выполнения задач запуска ЛА могут быть отнесены к штатной и нештатной ситуациям.

К нештатным ситуациям будем относить условия выполнения запуска ЛА, при которых запасы топлива, либо тяга двигателей, либо прочность конструкции, либо их сочетание принципиально недостаточны для достижения целей запуска при идеальных алгоритмах управления движением.

К штатным ситуациям при описанном делении относятся условия выполнения запуска ЛА при отказах агрегатов и систем на борту, которые экономически целесообразно резервировать, обеспечивая достижение целей пуска. Конечно, описанное деление условно. Можно предвидеть, что несовершенный алгоритм управления движением ЛА непреднамеренно приведет к невыполнению задач запуска, однако подобные случаи следует рассматривать как недостатки проектно-конструкторской разработки.

Подавляющее число ситуаций в процессе эксплуатации ЛА штатные и типичные требования к функционированию систем управления в штатных ситуациях связаны с обеспечением:

контроля состояния и прогноза работоспособности практически всех бортовых систем и агрегатов. Специальные требования определяют программу и особенности контроля систем до начала необратимых операций — переход на бортовое питание, старт и т. д.;

формирования алгоритма управления бортовыми системами и агрегатами, наилучшим образом обеспечивающему выполнение задач пуска, включая и целесообразное перераспределение функциональных задач для ступеней, двигательных установок в конкретно сложившихся условиях;

принятия мер по повышению живучести материальной части ЛА, таких, как перевод неисправных двигательных установок на пониженный режим или их отключение, приведение неисправных органов управления или других вспомогательных систем в положение, наиболее выгодное для выполнения задачи пуска, снижение нагрузок на ЛА, приведение в действие противопожарной системы и т. д.

В условиях нештатных ситуаций требования к функционированию систем управления подчинены целям спасения материальной части ЛА, сохранению информации о развитии аварии на борту, сведению к минимуму материального ущерба в районах падения частей ЛА и наиболее важная часть требований — обеспечение безопасности экипажа при пилотируемых полетах.

Многочисленные и разнообразные функциональные требования к управлению полетом ЛА в условиях штатных и нештатных ситуаций с учетом быстротечности реальных процессов управления могут быть выполнены только одновременной работой многих бортовых

систем управления ЛА, структурно-функциональные взаимосвязи которых ясны из табл. 7.2.

В зависимости от размещения систем, используемых для управления летательным аппаратом, принято различать:

автономную систему управления с размещением всех приборов измерения и управления на борту;

комбинированную систему управления с размещением части аппаратуры на земных пунктах.

Применение комбинированной системы управления оправдано в тех случаях, когда достижение высокой точности является главной задачей. Наземные радиотехнические средства измерений параметров траектории позволяют повысить точность управления, но их использование ограничивается снижением помехозащищенности и возможностей управления одновременно запускаемыми аппаратами.

Поэтому БР, как правило, оснащаются автономными системами управления. В ряде случаев для повышения точности автономного управления БР в состав бортовых систем включаются: астрокорректор, локационный корректор и другие приборы, не умаляющие преимущества автономных систем управления.

Выбор принципов построения и состава бортовых и наземных систем управления является частью процесса согласования харак-

теристик системы управления и основных проектных параметров БР или РН. Логика выбора принципов построения и состава исходя из требований к системе управления изложена в следующем разделе.

7.2. ВЫБОР ПРИНЦИПОВ ПОСТРОЕНИЯ И СОСТАВА СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАКЕТ И РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

Требования к точности управления и свойства траектории определяют допустимые погрешности приборов, измеряющих параметры движения летательного аппарата, а следовательно, состав и принцип действия приборов и системы управления в целом.

Связь между отклонениями кинематических параметров движения от расчетных значений в момент выключения двигателя ($\Delta_1 = \Delta v_x$; $\Delta_2 = \Delta v_y$; $\Delta_3 = \Delta v_z$; $\Delta_4 = \Delta x$; $\Delta_5 = \Delta y$; $\Delta_6 = \Delta z$) и управляемым параметром, например, промахом по дальности для БР ΔL , может быть выражена разложением в ряд Тейлора:

$$\Delta L = \sum_{i=1}^6 L'_i \Delta_i + \frac{1}{2} \sum_{i=1}^6 \sum_{j=1}^6 L''_{ij} \Delta_i \Delta_j + \dots, \quad (7.9)$$

где L'_i , L''_{ij} — первые, вторые и последующие производные, характеризующие свойства траектории, в частности, чувствительность к отклонениям параметров движения.

Фактические отклонения кинематических параметров движения в конце активного участка Δ_i равны измеренным отклонениям Δ_i^n с точностью до погрешностей измерения Δ_i^n :

$$\Delta_i = \Delta_i^n + \Delta_i^n. \quad (7.10)$$

По результатам измерений Δ_i^n соответствующее отклонение управляемого параметра ΔL^n может быть сведено к нулю своевременным выключением двигателя БР:

$$\Delta L^n = \sum_{i=1}^6 L'_i \Delta_i^n + \frac{1}{2} \sum_{i=1}^6 \sum_{j=1}^6 L''_{ij} \Delta_i^n \Delta_j^n + \dots = 0. \quad (7.11)$$

Однако фактическое отклонение точки падения БР вследствие погрешностей измерений не будет нулевым, что следует из (7.9) после подстановки (7.10) и (7.11):

$$\Delta L_{c,y}^n = \sum_{i=1}^6 L'_i \Delta_i^n + \frac{1}{2} \sum_{i=1}^6 \sum_{j=1}^6 L''_{ij} (\Delta_i^n \Delta_j^n + \Delta_i^n \Delta_j^n + \Delta_i^n \Delta_j^n) + \dots$$

Две группы погрешностей системы управления определяют фактическое отклонение точки падения БР: погрешности измерений $\Delta L_{c,y}^n$ и пренебрежение остаточным членом разложения в ряд Тейлора (методическая погрешность алгоритма управления) $\Delta L_{c,y}^M$.

Определяющей является первая группа погрешностей:

$$\Delta L_{c,y}^n \approx \sum_{i=1}^6 L'_i \Delta_i^n, \quad (7.12)$$

поскольку методическую погрешность можно сделать пренебрежимо малой усложнением алгоритма управления.

Влияние ошибок измерений определяет инструментальную ошибку системы управления, которую можно представить в виде, наглядно отражающем влияние свойств траектории:

$$\Delta L_{c,y}^n = \sum_{i=1}^6 L'_i \Delta_i^n = gr_v L, \Delta \bar{v}^n + gr_r L, \Delta \bar{r}^n \quad (7.12')$$

где инварианты (не зависящие от выбора системы координат векторы $gr_v L (L'_{v_x}, L'_{v_y}, L'_{v_z})$ и $gr_r L (L'_{r_x}, L'_{r_y}, L'_{r_z})$ характеризуют максимально возможные производные соответственно по скорости и по перемещению в конце активного участка, а погрешности измерения скорости и перемещения — векторы с компонентами

$$\Delta \bar{r}^n (\Delta v_x^n, \Delta v_y^n, \Delta v_z^n) \text{ и}$$

$$\Delta \bar{r}^n (\Delta x^n, \Delta y^n, \Delta z^n).$$

Уже отмечалось, что погрешности системы управления составляют только часть допустимого отклонения управляемого параметра $\Delta L_{c,y} \leq (0,6 \dots 0,8) \Delta L^{т.з}$ и поэтому с учетом (7.12) должно выполняться неравенство

$$(0,6 \dots 0,8) \Delta L^{т.з} \geq gr_v L, \Delta \bar{v}^n + gr_r L, \Delta \bar{r}^n. \quad (7.13)$$

Условие (7.13) позволяет с учетом конкретных свойств траектории БР на максимальную дальность определить допустимые погрешности измерений кинематических параметров и таким образом установить либо пригодность имеющихся приборов для выполнения заданных летно-технических характеристик по точности, либо сформулировать требования к вновь создаваемым приборам.

Модули инвариантов $|gr_v L|$ и $|gr_r L|$, характеризующие чувствительность промаха БР к ошибкам измерений, увеличиваются по мере возрастания дальности стрельбы. В диапазоне дальностей стрельбы от 2 до 10 тыс. км значения $|gr_v L|$ увеличиваются от 1 до 6—7 км/м·с⁻¹ и значения $|gr_r L|$ — от 1 до 5—6 км/км.

В качестве примера оценим допустимые погрешности измерений у межконтинентальной ракеты на дальность ≈ 10 тыс. км с максимально допустимым промахом $\pm 0,36$ км (примерные данные БР МХ).

В соответствии с (7.13):

допустимая ошибка измерения скорости не более

$$\Delta v^n \leq (0,6 \dots 0,8) \Delta L^{т.з} / |gr_v L| = (0,6 \dots 0,8) \times 0,36 / 7 \approx 0,036 \text{ м/с};$$

допустимая ошибка измерения координат не более
 $\Delta r'' \leq (0,6 \dots 0,8) \Delta L^{T.3} / |gr_r L| = (0,6 \dots 0,8) 0,36/6 = 0,043 \text{ км.}$

Измерения со столь высокой точностью должны выполняться вдоль вектора $gr_v L$ для скорости и вдоль вектора $gr_r L$ — для координат, поскольку промах определяется скалярным произведением векторов [см. (7.13)]:

$$\Delta L_{c,y}'' = |gr_v L| |\Delta \bar{v}''| \cos(\widehat{gr_v L, \Delta \bar{v}''}) + |gr_r L| |\Delta \bar{r}''| \cos(\widehat{gr_r L, \Delta \bar{r}''}). \quad (7.12'')$$

Ошибки измерения составляющей скорости и координаты вдоль направления, перпендикулярного к инвариантам, как следует из (7.12''), к заметному промаху БР не приводят.

Рассмотрим также в качестве примера допустимые погрешности измерений РН, предназначенной для выведения на круговую орбиту с точностью выдерживания начального периода обращения не хуже $\Delta T^{T.3} \leq 0,1 \text{ с.}$

По аналогии с (7.12') можно записать

$$\Delta T_{c,y}'' = gr_v T, \Delta \bar{v}'' + gr_r T, \Delta \bar{r}'', \quad (7.13)$$

где компоненты инвариантов вдоль осей орбитальной системы координат $\bar{v}^0, \bar{r}^0, \bar{n}^0$ могут быть найдены из выражения

$$T = 2\pi (fM)^{-\frac{1}{2}} a^{\frac{3}{2}} = 2\pi (fM)^{-\frac{1}{2}} \left(\frac{2}{r} - \frac{v^2}{fM} \right)^{-\frac{3}{2}}.$$

Дифференцируя

$$|gr_v T| = \frac{\partial T}{\partial v} = 3T \frac{av}{fM} \text{ и}$$

$$|gr_r T| = \frac{\partial T}{\partial r} = 3T \frac{a}{r^2}.$$

Для близкой круговой орбиты $T \approx 90 \text{ мин} = 5400 \text{ с, } a = r = 6570 \text{ км, } v = (fM/a)^{1/2} = 7789 \text{ м/с:}$

$$|gr_v T| = 3 \frac{T}{v} = 3 \frac{5400}{7789} = 2,1 \text{ с}^2/\text{м;}$$

$$|gr_r T| = 3 \frac{T}{r} = 3 \frac{5400}{6570} = 2,5 \text{ с/км.}$$

В соответствии с (7.13):

допустимая ошибка измерения скорости не более

$$\Delta v \leq (0,6 \dots 0,8) \Delta T^{T.3} / |gr_v T| = (0,6 \dots 0,8) \frac{0,1}{2,1} = 0,033 \text{ м/с;}$$

допустимая ошибка измерения координат не более

$$\Delta r'' \leq (0,6 \dots 0,8) \Delta T^{T.3} / |gr_r T| = (0,6 \dots 0,8) \frac{0,1}{2,5} = 0,028 \text{ км.}$$

Из выражения (7.13) также следует, что направление высокоточных измерений скорости должно быть вдоль касательной к орбите в расчетный момент выведения \bar{v}^0 , координат — вдоль радиуса \bar{r}^0 .

Высокая точность измерений в данном примере необходима для канала управления выключением двигателя РН t_k , обеспечивающем $\Delta T \leq \Delta T^{T.3}$.

Применительно к БР высокая точность измерений необходима для управления дальностью стрельбы (обеспечивающем $\Delta L \leq \Delta L^{T.3}$) и направлением полета (обеспечивающем $\Delta Z \leq \Delta Z^{T.3}$).

Однако жесткие требования по точности могут быть предъявлены к большему числу каналов управления. Применительно к РН могут быть ограничены случайные отклонения всех параметров орбиты выведения (7.8''). В этом случае необходимы не только шесть каналов управления (см. табл. 7.1), но и их непрерывная работа в ходе активного участка по поддержанию программного (расчетного) значения кинематических параметров в каждый момент времени. Утверждение очевидно из рассмотрения дифференциального уравнения движения $\dot{\bar{v}} = \bar{v}_s + \bar{g}$. Выдерживание кажущегося (измеренного) ускорения $\bar{v}_s (g_0 n_x, g_0 n_y, g_0 n_z)$ в соответствии с программными значениями перегрузок $n_x^{np}, n_y^{np}, n_z^{np}$ обеспечивает в каждый момент совпадение расчетных и фактических компонентов скорости $\bar{v} (v_x, v_y, v_z)$ и координат $\bar{r} (x, y, z)$, поскольку ускорение тяготения $\bar{g} (x, y, z)$, зависит только от координат.

Управление движением центра масс летательного аппарата, при котором в каждый момент обеспечивается выдерживание расчетных значений составляющих скорости и координат, называют «жестким» принципом управления. Техническая реализация жесткого принципа управления показана на структурно-функциональной схеме (см. рис. 7.2).

Информация о фактическом движении ЛА собирается с датчиков углового положения 3, 4 и 6 и датчиков перегрузки 2. Программные значения перегрузок и углов ориентации БР или РН хранятся в бортовом вычислительном комплексе (БВК) и сопоставляются с результатами измерений.

Рассогласование между программной информацией и информацией о фактическом движении ЛА преобразуется в команды и обрабатывается следующими каналами и исполнительными органами управления в зависимости от сигналов.

Система регулирования кажущейся скорости (РКС) отрабатывает рассогласование между измеренной и программной перегрузками вдоль продольной оси ЛА путем изменения тяги двигателей. Тем самым в каждый момент обеспечивается нахождение БР или РН в расчетной точке траектории движения.

Система регулирования нормальной составляющей скорости (РНС) отрабатывает рассогласование между измеренной и программной поперечными перегрузками путем изменения угла тангажа и направления тяги. Направление измерения поперечных перегрузок определяется программным угловым положением БР или РН и не

связано с изменением фактического направления тяги двигателей. Тем самым влияние ветра или разброса аэродинамических сил компенсируется составляющей силы тяги, измеряемой системой РНС. Необходимый угол отклонения по тангажу для компенсации поперечных возмущений создается по командам от РНС рулями в плоскости II, IV.

Система регулирования боковой составляющей скорости (РБС) обрабатывает рассогласование между измеренной и программной боковыми перегрузками путем изменения угла рыскания направления тяги. Направление измерения боковых перегрузок в процессе полета неизменно, что позволяет системе РБС учитывать как возмущающее влияние ветра, атмосферы, так и компенсирующее влияние составляющей тяги на направление оси чувствительности. Необходимый угол рыскания для компенсации боковых возмущений создается по командам от РБС рулями в плоскостях I, III.

Угловое положение БР или РН по крену обеспечивается рулями как в плоскостях I, III, так и в плоскости II, IV путем их попарного отклонения в разные стороны.

Преимуществом принципа «жесткого» управления являются малые методические погрешности за счет остаточного члена разложения в ряд Тейлора (7.9). Благодаря малым отклонениям кинематических параметров движения в момент выключения двигателя количество учитываемых в каналах управления членов разложения (7.9) может быть минимальным. Однако принципу «жесткого» управления движения БР или РН присущи и недостатки, наиболее существенными из которых являются:

1) большое число высокоточных каналов управления и соответственно увеличенная масса бортовых систем управления, мощных исполнительных органов, источников энергоснабжения и пр. Поэтому при согласовании характеристик системы управления следует стремиться к минимально необходимому числу управляемых параметров и соответственно каналов управления ими. Реализация такой рекомендации приводит к использованию «гибкого» принципа управления движением ЛА, при котором регламентируются отклонения относительно программных значений не всех кинематических параметров движения, а только минимально необходимого их количества для выполнения заданных летно-технических характеристик;

2) необходимость поддержания строго заданного значения суммарной тяги БР или РН, что ограничивает возможности перевода неисправных двигателей на шадящий режим или их выключения, а также использования твердотопливных двигателей, регулирование тяги у которых приводит к их существенному усложнению;

3) повышенное нагружение несущих элементов конструкции БР или РН от ветрового воздействия и при изменении тяги у части двигателей, поскольку исключено изменение угла атаки на участке движения с максимальными скоростными напорами;

4) невозможность полного использования остатков топлива на промежуточных ступенях БР или РН. Полное использование остатков топлива предусматривает случайный разброс скорости в момент

разделения ступеней, что недопустимо при «жестком» принципе управления. Разделение же ступеней при гарантированном значении скорости связано с введением на ракетных блоках промежуточных ступеней гарантийных запасов топлива, а для твердотопливных двигателей еще и систем отсечки тяги, что, как будет показано далее, невыгодно для обеспечения максимальной полезной нагрузки у БР и РН;

5) необходимость более мощных и, следовательно, с большей массой, исполнительных органов управления БР и РН. Это связано с режимами работы в условиях ветрового воздействия на больших углах атаки и т. д.

Изложенные соображения объясняют все более широкое использование «гибких» принципов управления в современных БР и РН. Согласование принципа управления, минимально потребного количества каналов управления и потребного состава бортовых систем и состава исполнительных органов — важные вопросы проектирования, рассматриваемые в последующих разделах.

7.3. СИСТЕМА ОДНОВРЕМЕННОГО ОПОРОЖНЕНИЯ БАКОВ — СОСТАВНАЯ ЧАСТЬ СРЕДСТВ УПРАВЛЕНИЯ БАЛЛИСТИЧЕСКИМИ РАКЕТАМИ И РАКЕТАМИ-НОСИТЕЛЯМИ

В числе основных факторов, влияющих на величину полезной нагрузки, наряду с удельным импульсом двигателей, массой конструкции топливных отсеков, двигательных установок и приборов отметим одновременность опорожнения баков горючего и окислителя ЛА.

Одновременность опорожнения баков ЛА характеризуется случайным разбросом уровней компонентов топлива в различных баках относительно расчетного значения. Меры по уменьшению случайного разброса уровней компонентов могут включать калибровку проходных сечений топливных магистралей, настройку турбонасосных агрегатов, установку дросселей или других регуляторов, работающих по командам от датчиков расхода компонентов и образующих систему одновременного опорожнения баков (СООБ), рис. 7.6.

Погрешности одновременного опорожнения баков удобно определять относительным разбросом соотношения израсходованных компонентов

$$\frac{\Delta K}{K} = \frac{\Delta M_{\text{ок}}}{M_{\text{ок}}} - \frac{\Delta M_{\text{г}}}{M_{\text{г}}}, \quad (7.14)$$

где $\Delta M_{\text{ок}}$ и $\Delta M_{\text{г}}$ — соответственно случайные отклонения расчетных значений израсходованных окислителя и горючего; $M_{\text{ок}}$ и $M_{\text{г}}$ — расчетные значения рабочих запасов окислителя и горючего, а K — их соотношение:

$$K = M_{\text{ок}}/M_{\text{г}}. \quad (7.15)$$

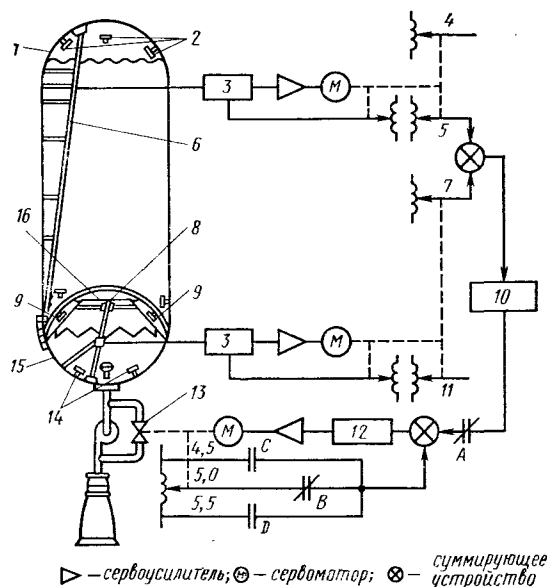


Рис. 7.6. Система одновременного опорожнения баков (СООБ) ракетного блока:

1 — бак жидкого водорода; 2 — дискретные датчики уровня; 3 — преобразователь сигналов датчика; 4 — количество заправленного жидкого водорода и телеметрия; 5 — количество жидкого водорода; 6 — емкостной датчик количества жидкого водорода; 7 — количество жидкого кислорода; 8 — емкостной датчик количества жидкого кислорода; 9 — дискретные датчики уровня жидкого кислорода; 10 — блок, формирующий сигнал на регулировку соотношения расходов компонентов; 11 — количество заправленного жидкого кислорода и телеметрия; 12 — модулятор; 13 — дроссель, регулирующий соотношение расходов компонентов; 14 — датчики уровня, регистрирующие окончание жидкого кислорода; 15 — бак жидкого кислорода; 16 — демпфирующие перегородки

▷ — сервоусилитель; ⊕ — сервомотор; ⊗ — суммирующее устройство

Диапазон изменения разброса соотношения $\Delta K/K$ на борту ЛА может изменяться более чем на порядок при переходе от пассивных средств обеспечения одновременного опорожнения баков (калибровка топливных магистралей, предварительная настройка турбонасосных агрегатов) к установке СООБ.

Для выявления необходимости включения в состав бортовых систем управления ЛА СООБ рассмотрим возможные потери полезной нагрузки из-за погрешностей опорожнения при простейших мероприятиях — установке калибровочных шайб в топливных магистралах, сужающих случайный разброс расходов компонентов топлива до диапазона $\pm 5\%$ от номинала.

Считаем, что погрешности калибровочных шайб по магистралам горючего и окислителя подчинены нормальному распределению и между собой независимы, поскольку операции по их установке самостоятельны. Вследствие случайного характера возмущений относительный разброс соотношения компонентов также подчиняется нормальному распределению и не превышает величины

$$\left| \frac{\Delta K}{K} \right| \leq \sqrt{\left(\frac{\Delta M_{\text{ок}}}{M_{\text{ок}}} \right)^2 + \left(\frac{\Delta M_{\text{г}}}{M_{\text{г}}} \right)^2} = 0,05 \sqrt{2}. \quad (7.16)$$

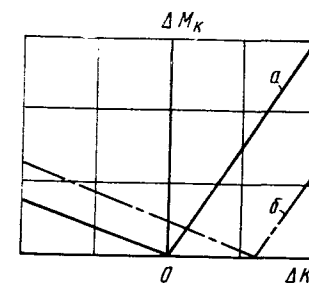
При идеальном соотношении расходов компонентов относительные количества израсходованных компонентов

$$\mu_{\text{ок}} = (1 - \mu) \frac{K}{1 + K}; \quad (7.17)$$

$$\mu_{\text{г}} = (1 - \mu) \frac{1}{1 + K},$$

Рис. 7.7. Зависимость конечной массы ступени ЛА от погрешности одновременного опорожнения ΔK при выключении двигателей от датчиков окончания компонентов топлива (ОКТ):

a — возможное увеличение конечной массы без гарантийных остатков какого-либо из компонентов; b — возможное увеличение конечной массы при оптимальном гарантийном остатке горючего



где $(1 - \mu)$ — относительная масса израсходованного топлива ЛА к рассматриваемому моменту.

Случайные отклонения ΔK приводят к случайному разбросу относительных количеств израсходованных компонентов

$$\Delta \mu_{\text{ок}} = (1 - \mu) \frac{\Delta K}{(1 + K)^2}; \quad (7.18)$$

$$\Delta \mu_{\text{г}} = -(1 - \mu) \frac{\Delta K}{(1 + K)^2}$$

и к необходимости выключения двигателя при израсходовании одного из компонентов, в то время как избыток другого компонента увеличивает пассивную массу ракетного блока (рис. 7.7).

Рассмотрим случай, когда уровень горючего по случайным причинам опережает уровень окислителя. Тогда команду на выключение двигателя первым выдает датчик окончания компонентов топлива (ОКТ), установленный в баке горючего в момент, когда $\Delta M_{\text{г}} = 0$. Избыток окислителя в момент выключения двигателя определяем из (7.14) и (7.17):

$$\Delta M_{\text{ок}} = M_{\text{ок}} \frac{\Delta K}{K} = M_0 (1 - \mu) \frac{\Delta K}{1 + K}.$$

В относительных величинах

$$\Delta \mu_{\text{ок}} = (1 - \mu) \frac{\Delta K}{1 + K}.$$

Пассивная масса неиспользованного окислителя при неизменной относительной полезной нагрузке ЛА приводит к потере скорости в безразмерной форме

$$\frac{\Delta v}{c} = \frac{\Delta(-c \ln \mu)}{c} = - \frac{\Delta \mu_{\text{ок}}}{\mu} = - \frac{1 - \mu}{\mu} \frac{\Delta K}{1 + K} \quad (7.19)$$

или к необходимости снять часть полезной нагрузки и вместо нее залить дополнительное количество топлива для обеспечения расчетной скорости при выключении двигателя (см. 2.35):

$$\frac{\Delta \mu_{\text{л.н}}}{\mu_{\text{л.н}}} = \frac{\Delta \mu_{\text{н.н.и}}}{\mu_{\text{н.н.и}}} = - \frac{1 - \mu_{\text{к.и}}}{\mu_{\text{к.и}} - \alpha_i - \beta_i n_i} \frac{\Delta K_i}{1 + K_i}. \quad (7.20)$$

Таблица 7.3

Влияние погрешностей нерегулируемого опорожнения баков
и характеристик ракетных блоков на конечную скорость
и относительную величину полезной нагрузки ЛА

μ_k	0,25		0,33	
K	2,5	6,0	2,5	6,0
$\Delta v/c, \%$	15	18	10	12
$\Delta \mu_{п. н.}/\mu_{п. н.}, \%$	38	45	18	22

По формулам (7.19) и (7.20) оценим потери скорости в безразмерной форме и относительной величины полезной нагрузки при нерегулируемом опорожнении баков только одной ступени ЛА. Примем $|\Delta K/K| = 0,05 \sqrt{2}$ в диапазоне значений $\mu_k = 0,25 \dots 0,33$, $c_i = 3500 \dots 4500$ м/с и при безразмерной характеристике ракетного блока $\alpha_i + \beta_i n_i = 0,15$ (см. табл. 7.3).

Из табл. 7.3 следует, что случайный разброс секундного расхода по каждому из компонентов в пределах $\pm 5\%$ при нерегулируемом опорожнении баков ЛА приводит к снижению полезной нагрузки на 20—45%.

Из формул (7.18) и (7.20) следует, что введение в состав бортовых систем управления ЛА СООБ, способной уменьшить разброс $\Delta K/K$ до $\pm 0,5\%$, уменьшает потери полезной нагрузки до 2—4%.

Таким образом, введение в состав бортовых систем СООБ по приращению полезной нагрузки эквивалентно увеличению импульса двигателей на 10—20% [см. (7.19)].

Принципиальная схема работы СООБ ясна из рис. 7.6. Дроссели (или другие исполнительные органы) на магистралях подачи горючего и окислителя по командам от датчика опорожнения баков, которые могут формироваться непрерывно или в дискретные моменты времени, изменяют соотношение расходуемых окислителя и горючего. В соответствии с характеристиками датчиков СООБ может относиться к типу непрерывных или дискретных, расходомерных или объемомерных (датчики измеряют заполненные объемы баков). Если путем увеличения количества датчиков дискретная СООБ может быть сделана эквивалентной непрерывной СООБ, то расходомерная и объемомерная системы в ряде случаев обеспечивают принципиально различную эффективность.

Для выяснения различий в возможностях расходомерной и объемомерной СООБ запишем выражения для остатков компонентов топлива в баках

$$M_{o.ок} = M_{з.ок} - M_T \frac{K}{1+K}; \quad (7.21)$$

$$M_{o.г} = M_{з.г} - M_T \frac{1}{1+K},$$

где $M_{o.ок}$ и $M_{o.г}$ — соответственно остатки окислителя и горючего; $M_{з.ок}$ и $M_{з.г}$ — заправленные количества окислителя и горючего; M_T — израсходованное топливо.

$$M_T = (M_{з.ок} + M_{з.г}) - (M_{o.ок} + M_{o.г}). \quad (7.22)$$

Случайный разброс остатков компонентов $\Delta M_{o.ок}$ и $\Delta M_{o.г}$ существенно зависит от ошибок заправки $\Delta M_{з.ок}$ и $\Delta M_{з.г}$ и от типа СООБ. Объемомерная СООБ ошибки заправки воспринимает в виде рассогласования начальных уровней в баках, которое в процессе опорожнения будет сведено к нулю и, следовательно, суммарные ошибки заправки будут распределены между окислителем и горючим в соотношении K . Расходомерная СООБ принципиально не может отреагировать на ошибки заправки, и рассогласование начальных уровней целиком войдет в рассогласование уровней компонентов при выключении двигателя. Итак, объемомерная СООБ допускает разброс остатков компонентов топлива по формулам

$$\begin{aligned} \Delta M_{o.ок} &= (\Delta M_{з.ок} + \Delta M_{з.г}) \frac{K}{1+K} - M_T \frac{\Delta K}{(K+1)^2} - \frac{K}{K+1} \Delta M_T; \\ \Delta M_{o.г} &= (\Delta M_{з.ок} + \Delta M_{з.г}) \frac{1}{1+K} + M_T \frac{\Delta K}{(K+1)^2} - \frac{1}{K+1} \Delta M_T, \end{aligned} \quad (7.23)$$

расходомерная СООБ — по формулам

$$\begin{aligned} \Delta M_{o.ок} &= \Delta M_{з.ок} - M_T \frac{\Delta K}{(K+1)^2} - \frac{K}{K+1} \Delta M_T; \\ \Delta M_{o.г} &= \Delta M_{з.г} + M_T \frac{\Delta K}{(K+1)^2} - \frac{1}{K+1} \Delta M_T, \end{aligned} \quad (7.24)$$

где ΔM_T — дополнительный расход топлива, зависящий от алгоритма выключения двигателя, т. е. от принципа управления движением ЛА.

Из (7.23) очевидны преимущества объемомерных СООБ в случаях относительно больших погрешностей заправки компонентами, например, при изменении плотности компонентов в зависимости от температуры воздуха и соответственно массы заправленного компонента. Так, при заправке керосином в диапазоне возможных температур $\pm 50^\circ \text{C}$ плотность компонента, а вместе с ней и масса горючего изменяются в пределах $\pm 5\%$.

При использовании расходомерной СООБ, измеряющей массовый расход керосина, погрешность одновременного опорожнения баков [см. (7.16)] порядка $|\Delta K_{з.г}/K| \approx 0,05$, а снижение полезной нагрузки в соответствии с табл. 7.3 достигает 15—30%.

При использовании объемомерной СООБ ($\Delta K/K < 0,001$) и при $K=2,5$ заметного снижения полезной нагрузки не будет, поскольку из (7.23) следуют и малые ошибки одновременного опорожнения и

$$\frac{\Delta \mu_{п.и}}{\mu_{п.и}} = \frac{\Delta M_0}{M_0} = \frac{\Delta M_{з.г}}{M_0} = \frac{\Delta K_{з.г} M_{г}}{K M_0} = \frac{\Delta K_{з.г}}{K} \frac{1 - \mu_{к}}{K + 1} = 0,05 \frac{1 - 0,25}{2,5 + 1} \approx 1\%.$$

Таким образом, в случаях применения компонентов, начальная температура которых и, следовательно, заправляемая в баки масса существенно меняются, в состав бортовых систем управления должна быть включена объемомерная СООБ. Такие компоненты, как криогенные, при температуре кипения не меняют плотность с изменением температуры воздуха, и для них возможно использование расходомерной СООБ, в тех случаях, когда аппаратурное решение ее проще и в соответствии с критерием (7.4) ее эффективность предпочтительнее.

Для сокращения изложения продолжим рассмотрение только объемомерной СООБ, хотя приводимые рассуждения справедливы и для расходомерной СООБ.

Определим дополнительный расход топлива $\Delta M_{т}$ в зависимости от принципа управления и конкретной задачи запуска ЛА. В соответствии с (7.11) команда на выключение двигателя формируется в момент, когда измеренное значение управляемого отклонения равно нулю:

$$\Delta L_{с.у} = gr_v L, (\Delta \bar{v}_s^n + \Delta \bar{v}_s^n) = gr_v L, \Delta \bar{v}_s^n. \quad (7.25)$$

Принцип жесткого управления ЛА предполагает строго определенное направление кажущегося ускорения \bar{v}_s^n по времени, поэтому строго определенно меняются и проекции упомянутого ускорения на программные оси, в частности, на направления x_k^{np} в расчетный момент выключения двигателя. Это позволяет равенство (7.25) упростить, а именно,

$$\Delta v_{sx_k}^n + \Delta v_{sx_k} = 0, \quad (7.26)$$

где $\Delta v_{sx_k}^n$ — инструментальная погрешность измерителей, приводящая к дополнительному расходу топлива.

Воспользуемся соотношениями

$$v_{sx_k} = -g_0 p_{y_l} \ln \mu_k$$

$$\mu_k = \frac{M_k}{M_0} = 1 - \frac{M_{т}}{M_0},$$

чтобы записать равенство (7.26)

$$\Delta v_{sx_k}^n - g_0 \Delta p_{y_l} \ln \mu_k - g_0 p_{y_l} \frac{\Delta \mu_k}{\mu_k} = \Delta v_{sx_k}^n - g_0 \Delta p_{y_l} \ln \mu_k - g_0 p_{y_l} \frac{\Delta M_{т}}{M_k} + g_0 p_{y_l} \frac{\Delta M_0}{M_k} = 0$$

в виде

$$\Delta M_{т} = (\mu_k - 1)(\Delta M_{з.ок} + \Delta M_{з.г} + \Delta M_{кон}) + \frac{M_k}{g_0 p_{y_l}} \Delta v_{sx_k}^n - \frac{\Delta p_{y_l}}{p_{y_l}} M_k \ln \mu_k, \quad (7.27)$$

имея в виду $\Delta M_0 = \Delta M_{з.ок} + \Delta M_{з.г} + \Delta M_{кон}$, где $\Delta M_{з.ок}$, $\Delta M_{з.г}$, $\Delta M_{кон}$ — случайные отклонения масс заправляемых компонентов и конструкции.

Подстановка (7.27) в (7.23) дает выражение для разброса остатков компонентов в виде линейных функций независимых случайных отклонений $\Delta \lambda_1 = \Delta M_{з.ок}$; $\Delta \lambda_2 = \Delta M_{з.г}$; $\Delta \lambda_3 = \Delta M_{кон}$ и т. д.:

$$\Delta M_{о.ок} = \sum_i \frac{\partial M_{о.ок}}{\partial \lambda_i} \Delta \lambda_i + \frac{\partial M_{о.ок}}{\partial K} \Delta K; \quad (7.28)$$

$$\Delta M_{о.г} = \sum_i \frac{\partial M_{о.г}}{\partial \lambda_i} \Delta \lambda_i + \frac{\partial M_{о.г}}{\partial K} \Delta K,$$

причем

$$\frac{\partial M_{о.ок}}{\partial K} = -\frac{\partial M_{о.г}}{\partial K}, \quad \text{а} \quad \frac{\partial M_{о.ок}}{\partial \lambda_i} = \frac{\partial M_{о.г}}{\partial \lambda_i} K$$

с допустимым для практических целей приближением.

Таким образом, случайный разброс остатков компонентов топлива ЛА характеризуется дисперсиями $D_{о.ок}$, $D_{о.г}$ и корреляционным моментом $K_{о.г}$:

$$D_{о.ок} = D_{ок} + D_k;$$

$$D_{о.г} = \frac{D_{ок}}{K^2} + D_k, \quad (7.29)$$

$$K_{о.г} = \frac{D_{ок}}{K} - D_k,$$

где $D_{ок}$ — дисперсия остатков окислителя при идеальной работе СООБ; D_k — дисперсия остатков окислителя или горючего в случае $\Delta \lambda_1 = \Delta \lambda_2 = \dots = \Delta \lambda_n = 0$.

При идеально работающей СООБ ($\Delta K = 0$) разбросы остатков окислителя и горючего находятся в соответствии

$$\frac{D_{о.ок}^{0,5}}{D_{о.г}^{0,5}} = \frac{\sigma_{о.ок}}{\sigma_{о.г}} = K.$$

При больших погрешностях одновременного опорожнения или в случае $\Delta \lambda_1 = \Delta \lambda_2 = \dots = 0$, $D_k \gg D_{ок}$ соотношение разбросов остатков компонентов приближается к 1,0.

Для успешного выполнения задач запуска ЛА необходимо, чтобы выключение двигателя произошло по команде от функционала (7.26). С этой целью помимо рабочих запасов компонентов $M_{ок}$ и $M_{г}$ в баках ЛА должны предусматриваться гарантийные остатки

компонентов $M_{г.ок}$ и $M_{г.г}$, по величине достаточные для компенсации возможного разброса остатков с заданной вероятностью.

В случае идеально работающей СООБ гарантийные остатки будут минимальны при данных $\Delta\lambda_i$ и назначаются в соотношении K , например,

$$M_{г.ок} = 3\sigma_{о.ок} \text{ и } M_{г.г} = 3\sigma_{о.г} = 3\sigma_{о.ок}/K.$$

Погрешности реальной СООБ увеличивают разбросы остатков компонентов и потребные для их компенсации гарантийные остатки. Для проектных целей интересно оценить допустимые погрешности СООБ, за пределами которых потери полезной нагрузки становятся ощутимыми.

Примерной границей допустимых погрешностей СООБ можно считать их величину, соответствующую равенству нулю корреляционного момента (7.29):

$$D_K \leq D_{ок}/K. \quad (7.30)$$

При этом отношение суммы гарантийных остатков окислителя и горючего с реальной СООБ к минимально возможной сумме (7.29) получается равным

$$\xi(K) = \frac{\sigma_{о.ок} + \sigma_{о.г}}{(\sigma_{о.ок} + \sigma_{о.г})_{ид.СООБ}} = \frac{\sqrt{1 + \frac{1}{K} + \frac{1}{K} \sqrt{1+K}}}{1 + \frac{1}{K}}. \quad (7.31)$$

Значения $\xi(K)$ в диапазоне $K=2,5 \dots 6,0$ следующие:

K	2,5	6,0
$\xi(K)$	1,37	1,30

Дальнейшее усиление неравенства (7.30) делает значение $\xi(K)$ практически равным 1,0.

Аналогичные рассуждения позволяют определить границы допустимых погрешностей заправки компонентов топлива и случайного разброса массы конструкции.

Одним из эффективных путей уменьшения гарантийных остатков компонентов топлива и соответственно увеличения величины полезной нагрузки является выключение двигателей промежуточных ступеней ЛА по окончании одного из компонентов топлива. При этом дополнительные возмущения в виде случайных отклонений скорости передаются на последнюю ступень ЛА, гарантийные остатки компонентов топлива которой в связи с этим увеличиваются. Конечно, такое техническое решение возможно только при «гибком» принципе управления движением ЛА.

Оценим эффективность переноса гарантийных остатков на последнюю ступень ЛА при идеальной работе СООБ. Пусть многоступенчатый ЛА составлен из ракетных блоков с близкими характеристиками и относительными конечными массами в диапазоне $\mu_{кi} = 0,25 \dots 0,30$ на каждой ступени.

По статистике величина гарантийных остатков для каждой ступени эквивалентна потере примерно $\Delta v = 50$ м/с скорости.

Суммарная потеря скорости для ЛА с N ступенями при наличии на каждой ступени гарантийных остатков

$$\Delta v_{\Sigma} = \sum_{i=1}^N \Delta v_i = \Delta v N.$$

Считая возмущения на каждой ступени ЛА независимыми и с нормальным распределением, суммарную величину возмущения по скорости, компенсировать которую должны гарантийные остатки на последней ступени, оценим по формуле

$$\Delta v_{\Sigma}^k = \sqrt{\sum_{i=1}^N (\Delta v_i)^2} = \Delta v \sqrt{N}.$$

Отношение суммарного возмущения по скорости при переносе гарантийных остатков на последнюю ступень ЛА к суммарному возмущению при гарантийных остатках на каждой ступени ЛА характеризует в относительных величинах приведенные к полезной нагрузке гарантийные остатки в зависимости от количества ступеней

$$\eta = \frac{\Delta v_{\Sigma}^k}{\Delta v_{\Sigma}} = N^{-\frac{1}{2}}. \quad (7.32)$$

Приведенные к полезной нагрузке гарантийные остатки (рис. 7.8) при выключении промежуточных ступеней по окончании компонентов топлива (ОКТ) могут быть уменьшены приблизительно на 30% для двухступенчатого и на 40% — для трехступенчатого ЛА. Реальные погрешности СООБ, конечно, уменьшают прирост полезной нагрузки за счет выключения промежуточных ступеней по ОКТ.

До оценки влияния погрешностей СООБ — $|\Delta K/K|$ убедимся в целесообразности при выключении по ОКТ иметь на каждой ступени гарантийные остатки горючего. Пассивная масса неиспользованных компонентов неодинакова при разных знаках ошибки ΔK :

$$\Delta M_K = \Delta M_{ок} = M_{ок} \frac{\Delta K}{K} = M_r \frac{\Delta K}{K+1} \text{ при } \Delta K > 0;$$

$$\Delta M_K = \Delta M_r = -M_r \frac{\Delta K}{K} = -M_r \frac{\Delta K}{(K+1)K} \text{ при } \Delta K < 0. \quad (7.33)$$

Введением гарантийного остатка горючего $M_{г.г}$ можно уменьшить пассивную массу при $\Delta K > 0$, уравнивая ее с пассивной массой при $\Delta K < 0$:

$$M_r \frac{|\Delta K|}{K+1} - M_{г.г} K = M_r \frac{|\Delta K|}{K(K+1)} + M_{г.г},$$

откуда
$$M_{г.г} = M_r \frac{K-1}{(K+1)^2} \left| \frac{\Delta K}{K} \right|$$

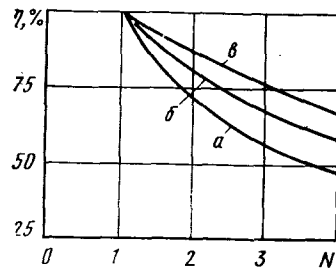


Рис. 7.8. Влияние количества ступеней ЛА и погрешностей СООБ на гарантийные остатки, приведенные к полезной нагрузке, при выключении промежуточных ступеней по командам от датчиков окончания компонентов:

а — идеальная СООБ; *б* — СООБ с погрешностью 0,05; *в* — СООБ с погрешностью 0,10; η — относительная величина гарантийных остатков; N — количество ступеней ЛА

или в безразмерной форме

$$\Delta \mu_{г.г} = (1 - \mu_k) \frac{K - 1}{(K + 1)^2} \left| \frac{\Delta K}{K} \right|. \quad (7.34)$$

Введение гарантийного остатка приведет к потере скорости на каждой из промежуточных ступеней

$$\Delta v = -g_0 p_{ул} \frac{\Delta \mu_{г.г}}{\mu_k}$$

или в сумме для всего ЛА с N ступенями

$$\Delta v_{\Sigma}^{**} = -g_0 p_{ул} \frac{1 - \mu_k}{\mu_k} (N - 1) \frac{K - 1}{(K + 1)^2} \left| \frac{\Delta K}{K} \right|. \quad (7.35)$$

С учетом (7.35) выражение (7.32)

$$\eta_{\Delta K \neq 0} = \frac{\Delta v_{\Sigma}^k + \Delta v_{\Sigma}^{k*}}{\Delta v_{\Sigma}} \quad (7.32')$$

позволяет учесть влияние погрешностей реальной СООБ на величину приведенных к полезной нагрузке гарантийных остатков при выключении от ОКТ двигателей промежуточных ступеней.

Как видно из рис. 7.8, отказ от СООБ при соответствующем увеличении погрешностей одновременного опорожнения $\frac{\Delta K}{K}$ до 0,07—0,10 существенно снижает выигрыш за счет выключения промежуточных ступеней ЛА от ОКТ.

7.4. ИСПОЛНИТЕЛЬНЫЕ ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАКЕТ И РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ И ИХ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Движение центра масс БР или РН на активном участке траектории определяется величиной и направлением тяги, реализуемыми в полете. Для создания необходимой по величине и направлению тяги двигателей на летательном аппарате устанавливаются исполнительные органы управления, непосредственно воздействующие на угловое положение БР или РН в пространстве и на величину тяги, как правило, основных двигателей.

В качестве управляющих органов, поддерживающих заданное значение угла тангажа, могут использоваться качающиеся основные двигатели относительно оси в плоскости II, IV (см. рис. 7.2), специальные рулевые двигатели, аэродинамические газовые рули, а также устройства для отклонения струи выходящих из сопла основных двигателей газов путем вдува или впрыска специальных компонентов или рассогласования тяги основных двигателей для создания управляющего момента:

$$M_z = c_{\phi, \delta} \delta_{\phi}, \quad (7.36)$$

где $c_{\phi, \delta}$ — коэффициент, характеризующий изменение управляющего момента при единичном отклонении характеристики исполнительного органа δ_{ϕ} .

Физический смысл отклонения характеристики исполнительного органа может быть различным. Например, при управлении качением основными двигателями управляющий момент определяется углом поворота тяги δ_{ϕ} и

$$M_z = P x_T \delta_{\phi}, \quad (7.37)$$

где x_T — расстояние от оси качения двигателя до центра масс; P — тяга отклоняющихся для создания моментов по тангажу двигателей.

Производная управляющего момента по углу качения

$$M_z^{\delta} = c_{\phi, \delta} = P x_T.$$

При управлении аэродинамическими рулями

$$M_z = c_{\phi, \delta} \delta_{\phi} = Y_a^{\delta} x_T \delta_{\phi} = c_n^{\delta} q S_p x_T \delta_{\phi},$$

где c_n^{δ} , S_p , q — соответственно градиент коэффициента подъемной силы, площадь несущей поверхности рулей и скоростной напор потока, в котором работают рули.

При управлении рассогласованием тяги основных двигателей

$$M_z = c_{\phi, \delta} \delta_{\phi} = \sum_i^{n_{дв}/2} 2 y_{Ti} P_i \frac{\Delta P_i}{P_i},$$

где y_{Ti} — проекция на плоскости I, III расстояния от центра масс до направления тяги P_i -го двигателя, изменившего тягу на относительную величину $\delta_{\phi} = \Delta P_i / P_i$.

Исполнительные органы для управления углом рыскания, как видно из рис. 7.2, могут быть построены аналогично и иметь такие же управляющие моменты относительно связанной оси Y :

$$M_y = c_{\zeta, \delta} \delta_{\zeta}. \quad (7.33)$$

Для управления углом крена относительно связанной оси X (продольная ось симметрии БР или РН) используются одновременно качающиеся органы управления по углам тангажа и рыскания путем их попарного отклонения в разные стороны:

$$M_x = c_{\eta, \delta} \delta_{\eta}. \quad (7.39)$$

Конечно, управлять углом крена нельзя рассогласованием тяги двигателей, установленных вдоль оси X . В этом случае необходимы специальные исполнительные органы, создающие момент относительно продольной оси БР или РН.

Управление величиной тяги ЖРД подробно рассмотрено в гл. 6. Управление величиной тяги твердотопливных двигателей связано с существенным усложнением их конструкции и широкого распространения не получило.

Управление тягой двигателей в тех случаях, когда предусматривается возможность выключения части неисправных двигателей или перевод их в режим щадящего использования, также не компенсирует потери в общей тяге. В этих случаях, как и при использовании нерегулируемых твердотопливных двигателей, необходимо использование принципов «гибкого» управления движением БР или РН.

Выбор типа и схемы исполнительных органов управления — один из основных вопросов согласования характеристик системы управления и основных проектных параметров БР или РН.

Критерием выбора исполнительных органов управления, как и при выборе системы управления в целом, являются минимальные потери в полезной нагрузке.

Снижение полезной нагрузки вследствие установки исполнительных органов на БР или РН определяется:

уменьшением эффективного удельного импульса двигательной установки при отклонении от продольной оси X основных двигателей или рулевых двигателей;

уменьшением эффективной тяги двигательной установки;

дополнительным сопротивлением аэродинамических или газовых рулей; τ

дополнительной массой собственно исполнительных органов управления — узлов качания, рулевых машин, газовых сопел, аэродинамических рулей и т. д.

С позиций минимального снижения массы полезной нагрузки рассмотрим несколько возможных схем исполнительных органов управления, обеспечивающих одинаковые управляющие моменты по каждой из связанных осей (7.37) — (7.39).

На рис. 7.3 (поз. 8) приведена схема управления по тангажу, рысканию и вращению поворотом основных двигателей БР или РН.

Управляющий момент $M_z = P x_T \delta_\theta$ определяется углом отклонения тяги δ_θ , который в свою очередь характеризует максимально возможные потери тяги, а следовательно, и эффективного удельного импульса:

$$\frac{\Delta c}{c} = \frac{\Delta P}{P} = 1 - \cos \delta_\theta \approx \frac{\delta_\theta^2}{2}.$$

Как правило, потребный управляющий момент по каналу тангажа является наибольшим для БР или РН, поэтому дальнейшие оценки приведены для одинакового момента у всех схем исполнительных органов $M = \max M_z$.

К числу недостатков схемы органов управления с качанием основных двигателей относится и сравнительно большая масса узлов подвески двигателя с приводами, достигающая 30—40% от массы собственно двигателя.

Снижение эффективной скорости истечения двигательной установки и увеличение конечной массы ракетного блока за счет массы узлов качания с приводами приводит к уменьшению характеристической скорости i -й ступени:

$$v_{\text{хари}} = -c_i \ln \mu_{ki},$$

которое должно быть компенсировано уменьшением полезной нагрузки:

$$\frac{\Delta v_{\text{хари}}}{v_{\text{хари}}} = \frac{\Delta c_i}{c_i} + \frac{\Delta \mu_{ki}}{\mu_{ki} \ln \mu_{ki}} = \frac{\Delta c_i}{c_i} + \frac{\Delta \mu_{ki} (1 - \alpha_i)}{\mu_{ki} \ln \mu_{ki}} + \frac{\Delta \alpha_i}{\mu_{ki} \ln \mu_{ki}} = 0. \quad (7.40)$$

Суммарное снижение относительной полезной нагрузки БР или РН вследствие установки исполнительных органов управления на N ступенях

$$\frac{\Delta \mu_{\text{п.н}}}{\mu_{\text{п.н}}} = \sum_i^N \frac{\Delta \mu_{\text{п.н}i}}{\mu_{\text{п.н}i}} = \sum_i^N \frac{\mu_{\text{п.н}i} - 1}{\mu_{\text{п.н}i}} \frac{\mu_{ki}}{(1 - \alpha_i)} \left(\frac{\Delta c_i}{c_i} \ln \mu_{ki} + \frac{\Delta \alpha_i}{\mu_{ki}} \right), \quad (7.41)$$

где $\Delta c_i/c_i = \Delta P/P$ — изменение эффективного импульса вследствие потери тяги на управление; $\Delta \alpha_i = \alpha_i \frac{\Delta a_{\sigma i}}{a_{\text{т.ол}} + a_{\sigma i}}$ — увеличение массы конструкции ракетного блока.

На рис. 2.2 представлена схема управления по тангажу, рысканию и вращению поворотными рулевыми двигателями, тяга которых P_p составляет небольшую часть общей тяги БР или РН:

$$P_p = \xi P. \quad (7.42)$$

Подвижная масса в этой схеме существенно меньше массы качающихся основных двигателей и соответственно меньше усилия в подвижных соединениях. Однако потребные углы отклонения δ_p существенно больше:

$$\delta_p = \frac{M}{P_p x_T} = \frac{M}{\xi P x_T}, \quad (7.43)$$

и соответственно больше относительные потери тяги на создание управляющего момента

$$\frac{\Delta P_p}{P_p} = 1 - c_y \delta_p \approx \frac{\delta_p^2}{2}.$$

Кроме того, относительно небольшие рулевые двигатели, как правило, имеют несколько худшие удельные импульсы, чем основные двигатели, что также приводит к снижению эффективного импульса двигательной установки. Таким образом, суммарное снижение

эффективного импульса двигательной установки с качающимися рулевыми двигателями

$$\frac{\Delta c_{рл}}{c} = \frac{P_p}{P} \frac{\Delta P_p}{P_p} + \frac{P_p}{P} \frac{\Delta c_p}{c} = \xi \left(\frac{\delta_p^2}{2} + \frac{\Delta c_p}{c} \right), \quad (7.44)$$

где $\Delta c_p = c_p - c = g_0(p_{уд.р} - p_{уд})$ — потери, обусловленные разностью удельных рулевых и основных двигателей.

На рис. 7.3 (поз. 4 и 7) изображена схема управления неподвижными газовыми соплами, создающими тягу перпендикулярно продольной оси БР или РН. Тяга управляющих газовых сопел не способствует приросту скорости движения БР или РН, и затраты топлива на ее создание следует рассматривать как причину снижения эффективного удельного импульса двигательной установки в целом.

Потребная тяга газовых сопел для создания управляющего момента M равна $P_{г.с} = M/x_T$, а относительное снижение суммарной тяги двигательной установки и соответственно эффективного удельного импульса

$$\frac{P_{г.с}}{P} = \frac{M}{x_T P}. \quad (7.45)$$

С учетом низкого удельного импульса газовых сопел ($p_{уд.г.с} = c_{г.с}/g_0$) по аналогии с (7.44) для рассматриваемой схемы исполнительных управляющих органов суммарное снижение эффективного импульса двигательной установки

$$\frac{\Delta c_{г.с}}{c} = \frac{P_{г.с}}{P} + \frac{P_{г.с}}{P} \frac{\Delta c_{г.с}}{c} = \frac{M}{x_T P} \left(1 + \frac{\Delta c_{г.с}}{c} \right). \quad (7.46)$$

Таким образом, схема управления с неподвижными газовыми соплами практически не увеличивает конечную массу ступени, но имеет существенно большие потери эффективного импульса по сравнению со схемами с качанием основных двигателей и с качанием рулевых двигателей.

На рис. 7.3 (поз. 6) приведена схема управления поворотными аэродинамическими рулями с аэродинамическим качеством K_p . Ценою увеличения аэродинамического сопротивления на величину ΔX_p создается необходимый управляющий момент M . Рассматривая отношение $\Delta X/P$ как потери эффективного импульса имеем

$$\frac{\Delta c_a}{c} = \frac{\Delta X_p}{P} = \frac{M}{PK_p x_T}.$$

На рис. 7.3 (поз. 5) приведена схема с возможностью управления углами тангажа и рыскания рассогласованием тяги у противоположных двигателей: один из них форсируется, а противоположный дросселируется. При этом суммарная тяга двигательной установки неизменна, практически неизменны расход топлива и эффективный удельный импульс. Управление углом вращения осуществляется небольшими газовыми соплами, поскольку потребный управляющий момент M_x невелик. Схема управления рассогласова-

Таблица 7.4

Сравнение потерь эффективного импульса $\Delta c/c$ и прироста относительной конечной массы $\Delta \mu_k/\mu_k$ ракетной ступени с различными схемами исполнительных органов при одинаковом управляющем моменте

Вариант исполнительного органа	Суммарное снижение удельного импульса $\Delta c/c$	Увеличение относительной конечной массы $\Delta \mu_k/\mu_k$
Качание основных двигателей	$\frac{1}{2} \left(\frac{M}{P x_T} \right)^2$	$(0,3 - 0,4) \frac{\gamma n}{\mu_k}$
Качание рулевых двигателей, $\xi = \frac{P_p}{P} > \frac{M}{P x_T}$	$\frac{1}{2\xi} \left(\frac{M}{P x_T} \right)^2 + \xi \frac{\Delta c_p}{c}$	$(0,3 - 0,4) \frac{\xi \gamma n}{\mu_k}$
Неподвижные газовые сопла	$\frac{M}{P x_T} \left(1 + \frac{\Delta c_{г.с}}{c} \right)$	~ 0
Аэродинамические рули с несущей поверхностью S_p и массой $q S_p$	$\frac{M}{PK_p x_T}$	$\frac{q}{\mu_k P_m} S_k$
Рассогласование тяги основных двигателей для управления по тангажу и рысканию. Газовые сопла для управления по крену	~ 0	~ 0

нием тяги двигателей применима в случае многодвигательной силовой установки и практически свободна от подвижных масс, узлов качания и потерь, связанных с созданием управляющих моментов.

В табл. 7.4 для сравнительного анализа приведены значения потерь эффективного импульса и относительной конечной массы ракетных блоков с различными схемами исполнительных органов управления, обеспечивающими одинаковый управляющий момент M при суммарной тяге двигательной установки P и управляющем плече x_T .

По мере уменьшения потребного управляющего момента суммарные потери удельного импульса двигательной установки, как видно из табл. 7.4, становятся пренебрежимо малыми для всех рассмотренных вариантов схем исполнительных органов. Поэтому определение минимально необходимого управляющего момента, зависящего от компоновки БР или РН и принципов управления их движением, является одним из вопросов согласования характеристик системы управления и основных проектных параметров. Относительно большой потребный управляющий момент может быть обеспечен с приемлемыми потерями полезной нагрузки [см. (7.3)] либо схемой с рассогласованием тяги основных двигателей, либо схемой с качанием основных двигателей. С уменьшением потребного управляющего момента потери полезной нагрузки при качании рулевых

двигателей становятся сопоставимыми с потерями при управлении рассогласования тяги.

Предварительное определение минимально необходимого управляющего момента. Для обеспечения устойчивой стабилизации летательного аппарата по углам тангажа, крена и рыскания необходимо, чтобы управляющий момент по каждому из названных каналов управления превосходил сумму возмущающего момента M_b и потребного динамического момента M_d , равного произведению момента инерции относительно соответствующей главной центральной оси J на угловое ускорение $\ddot{\theta}$.

Возмущающий момент M_b определяется случайными отклонениями центра масс БР или РН, колебаниями жидких компонентов в баках, несимметричным обтеканием при движении в атмосфере, а также нестабильностью самой атмосферы, в частности, ветровым случайным воздействием и многим другим. Среди перечисленных возмущений определяющим оказывается ветер, достигающий на участке движения БР или РН с максимальными скоростными напорами скорости до $W=100 \dots 150$ м/с и приводящий к появлению дополнительных углов атаки

$$\alpha_w = \frac{W}{v} \sin \theta, \quad (7.47)$$

зависящих от величины скорости v и наклона траектории θ .

Поэтому необходимое условие обеспечения стабилизации летательного аппарата

$$M \geq M_b + J\ddot{\theta} \quad (7.48)$$

может быть рассмотрено для двух предельных случаев.

А. Случай использования принципа «жесткого» управления движением БР или РН. Программное изменение углового положения БР или РН осуществляется при этом с малыми угловыми ускорениями $J\ddot{\theta} \approx 0$, а основной возмущающий фактор — это момент M_{aw} , появляющийся вследствие дополнительного угла атаки из-за ветра. Условие $M \geq M_{aw}$ применительно к использованию «жесткого» принципа управления движением запишется так:

$$M^* \geq c_n^a a_w q S (x_d - x_r). \quad (7.49)$$

Поскольку возмущающий момент M_{aw} в процессе полета может изменяться вследствие нестабильности ветра по высоте или по времени, необходимо, чтобы и управляющий момент M соответствующим образом изменялся и выполнялось условие $\dot{M} \geq \dot{M}_{aw}$.

Дифференцируя равенство (7.49) по времени, имеем

$$\dot{M}^* \geq c_n^a S (x_d - x_r) (\dot{a}_w q),$$

или с учетом относительно медленного изменения кинематических параметров движения

$$(\dot{a}_w q) = \dot{a}_w q = q \frac{d}{dt} \left(\frac{W}{v} \sin \theta \right) = \frac{dW}{dh} \frac{dH}{dt} \frac{\sin \theta}{v} q = gr W \sin^2 \theta q$$

получаем

$$\dot{M}^* \geq c_n^a S (x_d - x_r) q \sin^2 \theta gr W. \quad (7.50)$$

Ветровой сдвиг по высоте $gr W$ в условиях земной атмосферы может достигать 20 м/с·км. Условиями (7.49) и (7.50) определяются требования к диапазону качания основных двигателей и минимально необходимой угловой скорости их перемещения. Тем самым определяются управляющий момент M и минимально необходимая скорость его изменения \dot{M} .

Б. Случай использования принципа «гибкого» управления движением БР или РН. С целью уменьшения возмущающего момента M_{aw} , а вместе с ним и нагружения силовой конструкции ракетных блоков БР или РН в интервале больших скоростных напоров должны летать с нулевыми углами атаки по отношению к набегающему потоку.

В рассматриваемом предельном случае потребный управляющий момент определяется условием (7.48) в виде $M \geq J\ddot{\alpha}_w$, что следует из равенства $\dot{\theta} = \dot{\theta} + \dot{\alpha}$ при $\dot{\theta} = \dot{\theta} \approx 0$.

Таким образом, нестабильность ветрового воздействия в основном определяет потребный управляющий момент при полете в плотных слоях атмосферы.

Наиболее полно нестабильность ветрового воздействия описывается спектральной плотностью [16]. Для целей предварительной оценки потребного управляющего момента существенна нестабильность скорости ветра, сохраняющаяся на достаточно протяженном интервале порядка $\Delta H \approx 1$ км. Быстрые и периодические изменения скорости ветра, осредненные на интервалах $\Delta H \approx 1$ км и менее, практически не сказываются на угловом положении БР или РН вследствие их инерционности и приводят только к дополнительному аэродинамическому нагружению силовой конструкции.

Поэтому для оценки потребного управляющего момента выделим периодическую составляющую ветра в функции высоты

$$W = A \sin 2\pi \frac{H}{B}, \quad (7.51)$$

для которой

$$\frac{dW}{dH} = \frac{2\pi A}{B} \cos 2\pi \frac{H}{B}; \quad \frac{d^2W}{dH^2} = -\left(\frac{2\pi}{B}\right)^2 A \sin 2\pi \frac{H}{B} \text{ и т. д.}$$

Определим значения коэффициентов A и B так, чтобы среднеинтегральное значение dW/dH на интервале $\Delta H = 1$ км соответствовало наблюдаемому значению максимального ветрового сдвига $gr W \approx 20$ м/с·км: $A = 10$ м/с и $B = 2 \cdot 10^3$ м.

Среднеинтегральные значения производных функции (7.51) приближенно характеризуют нестабильность ветрового воздействия, влияющего на потребный управляющий момент:

$$gr W = \max \left[\frac{dW}{dH} \right]_{\Delta H = 10^3 \text{ м}} = \frac{2A}{\Delta H} = 0,020 \text{ с}^{-1};$$

$$\begin{aligned}\max \left[\frac{d^2 W}{dH^2} \right]_{\Delta H=10^3 \text{ м}} &= \frac{2A}{\Delta H} \frac{2\pi}{B} = 6,3 \cdot 10^{-5} \text{ с}^{-1} \text{ м}^{-1}; \\ \max \left[\frac{d^3 W}{dH^3} \right]_{\Delta H=10^3 \text{ м}} &= \frac{2A}{\Delta H} \left(\frac{2\pi}{B} \right)^2 = 2,0 \cdot 10^{-7} \text{ с}^{-1} \text{ м}^{-2}.\end{aligned}\quad (7.52)$$

Потребный управляющий момент при движении в плотных слоях атмосферы и его производная по времени с использованием принципов «гибкого» управления

$$M^r \gg J \ddot{\alpha}_w; \dot{M}^r \gg J \ddot{\alpha}_w, \quad (7.53)$$

где

$$\begin{aligned}\ddot{\alpha}_w &\approx \frac{\ddot{W}}{v} \sin \theta = \max \left[\frac{d^2 W}{dH^2} \right]_{\Delta H=10^3 \text{ м}} \cdot \left(\frac{dH}{dt} \right)^2 \frac{\sin \theta}{v} = 6,3 \cdot 10^{-5} v \sin^3 \theta; \\ \dot{\alpha}_w &= \frac{\ddot{W}}{v} \sin \theta = \max \left[\frac{d^3 W}{dH^3} \right]_{\Delta H=10^3 \text{ м}} \cdot \left(\frac{dH}{dt} \right)^3 \frac{\sin \theta}{v} = 2,0 \cdot 10^{-7} v^2 \sin^4 \theta.\end{aligned}$$

Равенства (7.49) — (7.53) дают возможность сопоставить потребные управляющие моменты и минимальные скорости их изменения при принципах «жесткого» и «гибкого» управления с учетом конкретных значений основных проектных параметров.

В качестве примера рассмотрим отношение потребных управляющих моментов M^*/M^r для первой ступени общей длиной ~ 50 м с начальной перегрузкой $n_0 \approx 1,5$ и $p_M \approx q_{\max}$. Значения кинематических параметров в области $q_{\max} - v \approx 600$ м/с и $\theta \approx 60^\circ$. Разбежка центра масс x_L и центра давления характеризуется выражением $(x_L - x_T)/x_T = 0,2$. Градиент подъемной силы $c_n^\alpha = 5$ и момент инерции исходя из допущения о примерно равномерном распределении массы вдоль продольной оси БР или РН $J < M_0 \left(\frac{x_T}{2} \right)^2$.

$$\frac{M^*}{M^r} > 4 \frac{c_n^\alpha q S (x_L - x_T) \alpha_w}{M_0 x_T^2 \ddot{\alpha}_w} = \frac{4 g_0 c_n^\alpha}{x_1} \frac{x_L - x_T}{x_T} \frac{q}{p_M} \frac{\alpha_w}{\ddot{\alpha}_w}.$$

Подставляя числовые значения при скорости ветра $W \approx 100$ м/с, получаем

$$\frac{M^*}{M^r} \gg \frac{4 \cdot 9,8 \cdot 5}{25} 0,2 \cdot 1 \cdot \frac{\alpha_w}{\ddot{\alpha}_w} = 1,6 \frac{\alpha_w}{\ddot{\alpha}_w} = 1,6 \frac{0,14}{0,025} = 9,2.$$

Отношение минимально необходимых скоростей изменения управляющих моментов

$$\frac{\dot{M}^*}{\dot{M}^r} \gg \frac{4 g_0 c_n^\alpha}{x_T} \frac{x_L - x_T}{x_T} \frac{q}{p_M} \frac{\dot{\alpha}_w}{\ddot{\alpha}_w} = 1,6 \frac{\dot{\alpha}_w}{\ddot{\alpha}_w} = 0,5.$$

Для оценки нагружения силовой конструкции представляет интерес отношение возмущающих моментов, возникающих при «жестком»

управлении вследствие дополнительного угла атаки при максимально возможном ветре $W \approx 100$ м/с и при «гибком» управлении вследствие угла атаки при мгновенном порыве ветра $W_{\Pi} \leq 15$ м/с, который не может быть сведен к нулю из-за инерционности летательного аппарата:

$$\frac{M_B^*}{M_B^r} = \frac{\alpha_w}{\alpha_{w_{\Pi}}} = \frac{100}{15} \approx 6,7.$$

Таким образом, первая ступень с рассмотренными в примере характеристиками может иметь почти на порядок меньший максимальный управляющий момент при использовании принципа «гибкого» управления по сравнению с принципом «жесткого» управления и соответственно более легкие исполнительные органы.

Скорость изменения управляющего момента, определяющая мощность рулевых приводов, в рассмотренном примере одного порядка.

Нагружение силовой конструкции при использовании «жесткого» управления в рассмотренном примере характеризуется увеличением в 6,7 раза аэродинамического возмущающего момента.

Для ракетных блоков ступеней БР и РН, активный полет которых происходит за пределами атмосферы, ветровые возмущения уже не являются определяющими. Потребный управляющий момент определяется разбросом центровки ступени, случайным отклонением тяги от центра масс ступени вследствие погрешностей установки двигателя, технологических погрешностей изготовления собственно ракетных блоков и пр. В суммарном возмущающем моменте заметно возрастает влияние упругости конструкции и жидкого наполнения ракетных блоков. Однако при правильном выборе внутрикаковых перегородок, настроек автомата угловой стабилизации БР или РН увеличения управляющего момента практически не потребуется. Минимально необходимая величина управляющего момента для внеатмосферной ступени может быть определена из типовых технологических погрешностей изготовления и центрирования. Отклонения исполнительных органов для создания необходимого управляющего момента на внеатмосферных ступенях существенно меньше, чем для первой ступени БР или РН, и это позволяет разнообразить схемы управления угловым положением ступеней без заметного снижения массы полезной нагрузки (см. табл. 7.4).

Выбором принципа управления движением БР или РН, минимально необходимых управляющих моментов по ступеням и схем исполнительных органов для их реализации, состава бортовых систем измерений с необходимой точностью и алгоритмов их обработки согласование характеристик системы управления с основными проектными параметрами не заканчивается. Для разработки системы управления необходимы исходные данные по ракетным блокам и летательному аппарату в целом, состав и значения которых могут влиять на основные характеристики как БР так и РН.

7.5. ВОЗМОЖНОСТИ СОВРЕМЕННЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Возможности современных и перспективных систем управления быстро расширяются, в первую очередь за счет широкого использования электронной вычислительной техники. Неограниченная точность логических и вычислительных операций, быстродействие, превосходящее возможности человека, перспектива освобождения человека от рутинных операций определяют процессы замены бортовым вычислительным комплексом (БВК) человека в контуре управления, а также аналоговых систем, точность которых уже не удовлетворяет потребностям современных ЛА.

Внедрение электронной вычислительной техники для управления ЛА требует решения следующих основных технических проблем: связи человек — машина (интерфейс). Наиболее перспективен интерфейс с использованием естественного разговорного языка. В процессе совершенствования разговорного общения будут широко использованы и визуальный обмен информацией и специальные меры, исключающие неправильные действия человека и непредвиденные ситуации при диалоге человек — машина;

расширения возможностей БВК и в первую очередь — быстродействия и объема памяти. Прогнозируемое увеличение быстродействия БВК в США за 80-е годы — примерно десятикратное с $(1-2)10^6$ до $(2-3)10^7$ операций в секунду. Емкость памяти БВК за тот же период предполагается увеличить до 10^{15} бит, что позволит разместить в ней широкоэвентальную телевизионную программу продолжительностью почти в полгода. Нет необходимости пояснять качественно новые возможности, открывающиеся при этом для сбора и хранения информации на борту ЛА, разработки адаптируемых систем управления и обработки информационных потоков, принятия решений по наиболее целесообразным режимам эксплуатации ЛА;

математического обеспечения БВК. Уже в настоящее время математическое обеспечение БВК в несколько раз превышает стоимость собственно электронной части, и относительная доля затрат на математическое обеспечение продолжает возрастать. Выявление и устранение ошибок в математическом обеспечении — одна из ответственных задач экспериментальной отработки ЛА. Например, уже в ходе пилотируемого полета корабля «Аполлон» в США только за 10 суток было обнаружено 18 ошибок в математическом обеспечении БВК. Освоенные к настоящему времени языки программирования в малой степени удовлетворяют непрофессиональных программистов, т. е. основную массу разработчиков. Достаточно указать, что 75% инженерно-технического состава аэрокосмической промышленности США в той или иной мере связаны с использованием ЭВМ, и, конечно, выделить для них необходимое количество профессионалов-программистов практически невозможно.

Состояние современных систем управления характеризуют функциональные задачи, ими выполняемые. В программе «Аполлон»

БВК выполняли вычисления в реальном масштабе времени траектории до Луны и обратно, сравнивали расчетные параметры с данными телеизмерений. Объем программы при этом составил $1,25 \cdot 10^6$ команд и быстродействие свыше 10 тыс. операций в секунду. На командном и лунном модулях программы «Аполлон» реализовано цифровое управление движением относительно центра масс, которое требует выполнения решений с частотой не менее 25 раз в секунду.

В бортовом вычислительном комплексе «космического челнока» каждая ЭВМ взаимодействует с 38 бортовыми системами орбитального самолета, четырьмя системами твердотопливных ускорителей и многочисленными системами наземных предстартовых проверок.

Информационный обмен между ЭВМ и перечисленными системами происходит по 24 шинам с последовательной передачей данных, т. е. в режиме разделения времени.

Взаимодействие БВК — человек на МЛА «космический челнок» осуществляется с использованием многофункциональных дисплеев, специальных индикаторов, функциональных клавиатур диалога, кнопочных органов и привычных для экипажа органов ручного управления.

На критических этапах полета МЛА «космический челнок» параллельно работают четыре из пяти ЭВМ, взаимно дублируя друг друга. Все ЭВМ имеют неразрушающуюся при отключении электропитания память и специально разработанный язык программирования HAL (*Higher Aerospace Language*).

Контроль состояния и прогноз работоспособности бортовых систем и агрегатов. Контроль состояния и прогноз работоспособности непосредственно на борту ЛА систем и агрегатов стал технически реализуем с развитием электронных вычислительных машин и созданием на их основе бортовых вычислительных комплексов (БВК).

В табл. 7.5 для сопоставления приведены характеристики американских БВК 1968 г. разработки для системы «Сатурн-V» и 1978 г. разработки для системы «космический челнок».

В составе бортовых систем современных ЛА имеются, как правило, БВК с функциями контроля состояния и прогноза работоспособности основных агрегатов и двигательных установок, в частности, осуществляется периодический контроль:

- исправности бортовых электрических цепей, включая и цепи пиростреств на пониженных режимах;

- функционирования рулевых приводов, клапанов и прочей бортовой автоматики по программам, не приводящим к необратимым операциям;

- температуры и давления в отсеках с криогенными компонентами, обитаемых и прочих служебных отсеках ЛА;

- собственных частот конструктивных элементов, косвенно свидетельствующих об их исправности.

Контроль функционирования двигательных установок, конструкции ЛА в условиях комплексного нагружения может быть выполнен с включением двигателей в полете или до старта, и поэтому ре-

Таблица 7.5

Сравнительные характеристики БВК

Характеристика	Ракетно-космическая система	
	«Сатурн-V»	«космический челнок»
Быстродействие, тысячи операций в секунду	11,3 только с фиксированной запятой	480 с фиксированной запятой, 325 — с плавающей
Память, слов	16384	40960
Масса, кг	340	263
Объем, л	68	25
Потребляемая электроэнергия, Вт	150	350
Резервирование	Трехкратное, на уровне схемных модулей и двоянная память	Пятикратное, одинаковые ЭВМ с программным самоконтролем
Время функционирования	Один полет с общей наработкой не более 10 ч	100 полетов с регламентным межполетным обслуживанием после наработки 720 ч
Функции БВК	Траекторное управление, предстартовые орбитальные проверки. Контролю и обслуживанию подлежат блок навигации, управление полетом, циклограмма после операций	Навигация и управление полетом, включая выведение, орбитальные маневры, операции с грузом, систематический контроль состояния систем. Контролю и обслуживанию подлежат 38 систем орбитального самолета и четыре системы твердотопливного ускорителя, а также вспомогательное наземное и бытовое оборудование
Критичность функционирования БВК	Полет не выполняется без ЭВМ, однако полет может быть прекращен без ЭВМ	Благополучный полет возможен только с ЭВМ, аварийное прекращение полета без ЭВМ невозможно

результаты контроля по сути являются прогнозом работоспособности бортовых систем, методика проведения которого сейчас быстро развивается.

ГЛАВА 8

ПРОГРАММА ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЕГО НАДЕЖНОСТИ

Современные летательные аппараты, такие, как БР или РН и комплексы, создаваемые на их основе, являются исключительно сложными и дорогостоящими инженерными сооружениями. Эффект их использования во многом определяется надежностью, т. е. способностью собственно летательного аппарата и обслуживающих его запуск систем работать безотказно в течение требуемого периода времени при определенных условиях эксплуатации. Отказ летательного аппарата или обслуживающих его запуск систем проявляется в утрате способности выполнять задачи пуска и приводит у современных ракетно-космических комплексов и систем к большим материальным потерям.

Поэтому обеспечение надежности является одним из главных условий успешной разработки, создания и эксплуатации ракетно-космических комплексов и систем. В связи с этим необходимо формализовать основные понятия и количественные характеристики надежности и строго выдерживать их на всех этапах создания летательных аппаратов.

Обеспечение надежности в процессе создания летательного аппарата заключается в выявлении и устранении допущенных при разработке причин, приводящих к отказам, а также в организации условий производства и эксплуатации летательного аппарата, которые бы исключали появление новых причин отказа.

Таким образом, причинами отказов при запусках летательных аппаратов могут быть дефекты проектно-конструкторской разработки, технологии изготовления и процесса эксплуатации ракетно-космических комплексов и систем.

В настоящей главе основное внимание уделено выявлению и устранению дефектов проектно-конструкторской разработки, поскольку ошибки изготовления летательных аппаратов в процессе производства и ошибки эксплуатации их в процессе запуска являются предметом самостоятельного рассмотрения в курсах технологии производства и эксплуатации ракетно-космических комплексов и систем.

8.1. КОЛИЧЕСТВЕННЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ НАДЕЖНОСТИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА И ВИДЫ ИСПЫТАНИЙ ДЛЯ ИХ ОПРЕДЕЛЕНИЯ

Основной количественной характеристикой надежности летательного аппарата является вероятность выполнения задач запуска, которая определяется отношением количества успешных запусков к общему числу запусков n :

$$P_n = \frac{n - m}{n} = 1 - \frac{m}{n}, \quad (8.1)$$

где m — количество запусков, закончившихся неудачей.

Точность оценки надежности по формуле (8.1) зависит от общего количества произведенных запусков (объема выборки для статистического оценивания). Например, при общем числе запусков однотипных летательных аппаратов ($n=10$) имел место отказ во время второго пуска. Доработка летательного аппарата после второго пуска не производилась. В рассматриваемой ситуации надежность в соответствии с формулой (8.1) оценивается значениями $P_1=1,00$ — после первого пуска; $P_2=0,50$ — после двух пусков; $P_3=0,66$ — после трех пусков и так далее до $P_{10}=0,90$ — после десяти пусков.

В действительности же, поскольку доработок летательных аппаратов после второго неудачного запуска для повышения надежности не производилось, то и реальная надежность их не изменялась. Изменение же количественных значений вероятности успеха от P_1 до P_{10} свидетельствует только об уточнении оценки надежности с увеличением общего числа проведенных испытаний. Реальное значение надежности P может отличаться от оценки по формуле (8.1) на величину

$$|P - P_n| \leq 3 \sqrt{\frac{P_n(1 - P_n)}{n}}. \quad (8.2)$$

Применительно к рассматриваемому примеру после 10 испытаний

$$P = P_{10} \pm 3 \sqrt{\frac{P_{10}(1 - P_{10})}{10}} = 0,90 \pm 0,28.$$

Поскольку значение надежности по физическому смыслу не может превысить 1,0, то, в соответствии с формулами (8.1) и (8.2) результаты десяти испытаний позволили оценить пределы возможного значения реальной надежности в интервале $0,90 - 0,28 \leq P \leq 1,0$. Следовательно, относительная погрешность оценки надежности по формуле (8.1) после десяти испытаний может достигнуть $\sim 30\%$. Для уменьшения относительной погрешности до 5% потребуются провести уже не 10, а 360 испытаний летательных аппаратов. Ясно, что такие объемы испытаний в ракетно-космической технике не реальны вследствие чрезмерных материальных затрат.

Применительно к оценке надежности ракетно-космической техники формула (8.1) используется в редких случаях еще и потому,

что в связи с дороговизной материальной части общепринято каждый случай неуспешного запуска использовать для выявления и устранения причины отказа. С этой целью как экспериментальные, так и серийные летательные аппараты оснащаются необходимым комплектом телеметрической аппаратуры с таким расчетом, чтобы причина отказа наверняка была бы выяснена и последующие запуски выполнялись только после конструктивных доработок, устраняющих возможность проявившегося отказа. Таким образом, запуск летательных аппаратов с выявленным отказом более не является типичным в ряду результатов испытаний для оценки надежности, поскольку причина отказа во всех последующих запусках после конструктивных доработок устранена. Более того, успешные запуски до случая с проявлением отказа также следует включить в результаты испытаний с благополучным исходом, поскольку после устранения причины отказа его возможность также исключена.

Следовательно, к моменту окончания намеченной программы экспериментов выборка для оценки надежности летательного аппарата содержит только результаты успешных испытаний, надежность для которых по формуле (8.1) заведомо равна 1,0. В действительности, как уже указывалось, это свидетельствует не об абсолютной надежности, а о недостаточном объеме испытаний для установления отличия реальной надежности P от 1,0.

Поскольку точечная оценка надежности по формуле (8.1) во многих случаях использования дает тривиальный результат $P_n=1,0$ и не характеризует диапазон реально возможных значений надежности испытанного летательного аппарата, то широкое распространение в ракетно-космической технике получила интервальная оценка надежности

$$P_{\text{пр}} \leq P < 1,0. \quad (8.3)$$

Верхний предел интервальной оценки надежности соответствует благоприятному исходу всех испытаний и не нуждается в экспериментальном подтверждении.

Нижний предел интервальной оценки надежности $P_{\text{пр}}$ соответствует вероятности $1 - \gamma$ успешного исхода n испытаний летательных аппаратов

$$(P_{\text{пр}})^n = 1 - \gamma, \quad (8.4)$$

где γ — принятый коэффициент доверия [10].

С увеличением количества успешных испытаний неопределенность интервальной оценки реальной надежности по формулам (8.4) и (8.3) уменьшается, что и будет использовано в дальнейшем для определения минимально необходимого объема экспериментов в подтверждение заданного нижнего предела интервальной оценки $P_s = P_{\text{пр}}$:

$$\min n = \frac{\ln(1 - \gamma)}{\ln P_s}. \quad (8.5)$$

Таблица 8.1

Нижний предел интервальной оценки надежности P_n (γ)
в зависимости от коэффициента доверия
и количества успешных испытаний

Коэффициент доверия γ	Количество успешных испытаний n					
	1	2	4	8	16	31
0,50	0,50	0,71	0,84	0,92	0,96	0,98
0,80	0,20	0,45	0,67	0,82	0,90	0,95
0,90	0,10	0,32	0,56	0,75	0,87	0,93
0,95	0,05	0,22	0,47	0,69	0,80	0,91

В табл. 8.1 приведены значения нижнего предела интервальной оценки надежности в соответствии с формулой (8.5) в зависимости от коэффициента доверия γ и количества успешных испытаний. С увеличением количества успешных испытаний нижний предел интервальной оценки надежности увеличивается, но реальная надежность летательного аппарата повышается только после выявления и устранения причины отказа. Таким образом, увеличение нижнего предела интервальной оценки свидетельствует о сужении диапазона возможных значений реальной надежности, внутри которого ее значения в среднем примерно соответствуют оценке с коэффициентом доверия $\gamma=0,5$.

В рассмотренном выше примере оценки надежности летательного аппарата по результатам 10 испытаний после неудачи во втором испытании в соответствии с практикой в ракетно-космической технике должна быть выявлена причина отказа и проведены доработки в конструкции по ее устранению. После проведения доработок реальная надежность увеличивается, а остальные восемь испытаний закончатся благополучно, как и в случае без доработок. Таким образом, после девяти успешных испытаний интервальная оценка экспериментально подтвержденной надежности по формуле (8.4) будет:

$$\text{при } \gamma=0,8 \quad 0,84 \leq P_{9;0,8} < 1,0;$$

$$\text{при } \gamma=0,9 \quad 0,77 \leq P_{9;0,9} \leq 1,0.$$

Надежность летательного аппарата в целом определяется реальной надежностью его составляющих частей — агрегатов, систем, ракетных блоков и т. д. В случае, когда отказ одной из составных частей летательного аппарата влечет за собой невыполнение задач запуска и отказы в рассматриваемых частях возникают независимо, количественная оценка надежности

$$P = \prod_{i=1} P_i, \quad (8.6)$$

где P_i — реальная надежность i -й части ЛА.

Если надежность отдельных частей летательного аппарата определяется интервальными оценками, в частности, нижними пределами P_i , то связь между интервальной оценкой надежности летательного аппарата в целом P и отдельных его частей более сложная, чем определяемая формулой (8.6).

Опуская подробности отыскания нижнего предела интервальной оценки надежности летательного аппарата в целом, которые учащийся найдет в курсе теории вероятностей, воспользуемся наиболее удобным для практики решением этой задачи, полученным в работе [16].

При успешных без исключения испытаниях отдельных частей летательного аппарата односторонний нижний доверительный предел вероятности безотказной работы летательного аппарата в целом определяется в соответствии с формулой

$$(P)^{\min n_i} = 1 - \gamma, \quad (8.7)$$

где $\min n_i$ — количество испытаний i -й части, являющееся наименьшим среди числа испытаний составных частей ЛА.

Следовательно, нижний предел интервальной оценки надежности ЛА в целом совпадает с доверительным пределом его составной части, подвергнутой наименьшему количеству испытаний, а реальная надежность ЛА находится в пределах

$$(1 - \gamma)^{1/\min n_i} \leq P < 1. \quad (8.8)$$

Из выражения (8.8) следует, что основной объем экспериментальной отработки в подтверждение надежности летательного аппарата можно провести при испытаниях отдельных агрегатов, систем и ракетных блоков. Причем общее количество испытаний отдельных частей при этом в первом приближении такое же, как и при экспериментальной отработке ЛА в полностью собранном виде, а объем потребной материальной части может быть существенно уменьшен.

Последнее обстоятельство, как и возможность совместить во времени отработку отдельных частей летательного аппарата, позволяет сократить затраты и сроки экспериментальной отработки в подтверждение заданной надежности.

Таким образом возникают задачи распределения необходимого объема экспериментальной отработки между летными и наземными испытаниями с объективным подтверждением заданной надежности.

Поскольку источниками отказов летательного аппарата являются ошибки, которые не были замечены в ходе проектно-конструкторской разработки, изготовления или эксплуатации вследствие недостаточных знаний физических процессов или небрежности, то объективным критерием надежности являются успешные испытания летательного аппарата в реальных условиях эксплуатации.

Однако экспериментальная отработка полностью собранного летательного аппарата в ходе летно-конструкторских испытаний (ЛКИ) для подтверждения заданного предела интервала надеж-

Количество экспериментальных запусков
на этапе летно-конструкторских испытаний в США

Тип ракеты-носителя	Количество запусков		Период испытаний, год	Примечание
	плани- руемое	факти- ческое		
Сатурн-IB	5	3	1966	Беспилотный макет вмес- то нагрузки
Сатурн-V	3	2	1967—1968	Беспилотный частично действующий макет вместо нагрузки
«Космический челнок»	2	2	1981—1982	Запуск с экипажем на борту без коммерческой на- грузки

новки с учетом нестационарности процессов в донной области, корреляционных связей возмущений и т. д.

Таким образом, часть информации, необходимой для оценки фактических летно-технических характеристик ЛА, может быть получена только в результате ЛКИ.

В отличие от летно-конструкторских испытаний наземные комплексные и автономные испытания позволяют проверить соответствие фактических характеристик конструкции, систем, агрегатов и отдельных узлов ЛА расчетным условиям эксплуатации, принятым при проектно-конструкторской разработке.

Следовательно, положительные результаты наземных испытаний свидетельствуют о надежности ЛА при условии подтверждения на последующем этапе летно-конструкторских испытаний соответствия реальным условиям эксплуатации использованным при наземных экспериментах.

Виды наземных испытаний разнообразны и могут быть классифицированы по назначению, сложности испытываемого объекта, по использованию для их проведения специальных стендов и т. д.

Одним из первых этапов наземных испытаний является входной контроль комплектующих приборов, агрегатов, систем, который как правило, проводится совместно с заводом-поставщиком отдельной системы, агрегата узла.

Однако как в процессе транспортировки от завода-изготовителя до завода-сборщика или до космодрома, так и в процессе хранения могут иметь место повреждения, которые входной контроль должен выявить.

Следующим этапом наземных испытаний с целью выявления возможных отказов является проверка комплектующих изделий или сочетаний комплектующих изделий в виде агрегата, системы. Такие испытания в зависимости от сложности экспериментального объекта называют наземными автономными испытаниями (НАИ) или, соответственно, наземными комплексными испытаниями (НКИ).

ности связана с большими материальными затратами, что видно и из табл. (8.1). В целях уменьшения затрат на экспериментальную отработку ЛА количество запусков на этапе ЛКИ целесообразно сократить до минимально возможного, а необходимую информацию для подтверждения заданного предела интервала надежности получить в ходе наземных комплексных испытаний (НКИ) летательного аппарата без потери материальной части и в ходе наземных автономных испытаний (НАИ) отдельных частей, ракетных блоков, систем и агрегатов по возможности также без потери материальной части. Распределение целей и задач испытаний между ЛКИ, НКИ и НАИ проводится исходя из необходимости выявить все возможные причины отказов с минимальными затратами средств и времени.

Как наиболее дорогостоящие, ЛКИ должны быть использованы для определения соответствия реальных условий работы конструкции, отдельных систем и агрегатов летательного аппарата принятым нагрузкам, тепловым, вибрационным и прочим режимам для проектно-конструкторской разработки. Принятые для проектно-конструкторской разработки условия работы конструкции, систем и агрегатов летательного аппарата определены расчетным путем и неизбежно включают как методические погрешности, так и незнание реальных физических процессов.

Поэтому основная функциональная нагрузка ЛКИ заключается в подтверждении приемлемости принятых при проектно-конструкторской разработке условий эксплуатации летательного аппарата и его агрегатов, систем. Именно с этой целью летательный аппарат на этапе ЛКИ оснащается большим комплектом телеметрической аппаратуры для достоверного определения нагружения всех жизненно важных элементов силовой конструкции, тепловых, вибрационных и прочих режимов их работы, а также для подтверждения достаточности диапазонов работы исполнительных органов управления стабилизацией, движением центра масс, одновременным опорожнением топливных баков и т. д.

Возможности современной телеметрической аппаратуры контроля бортовых систем летательного аппарата таковы, что после проведения двух-трех натурных запусков полученная информация достаточна для заключения о соответствии реальных условий эксплуатации бортовых систем и агрегатов принятым для их проектно-конструкторской разработки.

Для достижения основной цели ЛКИ в ряде случаев целесообразно часть полезной нагрузки заменить дополнительной телеметрической аппаратурой, если это сокращает количество необходимых экспериментальных запусков.

В табл. 8.2 в качестве примера приведено количество экспериментальных запусков на этапе ЛКИ различных ЛА в США.

На этапе ЛКИ уточняются и такие фактические характеристики летательного аппарата, как аэродинамическое сопротивление в условиях взаимодействия внешних потоков с газовыми струями двигателей, эффективный удельный импульс двигательной уста-

Конкретные цели наземных испытаний меняются при переходе от одного этапа к другому и от экспериментальной отработки к эксплуатации летательного аппарата.

На начальном этапе экспериментальной отработки узлов, систем ставятся цели выявить и устранить ошибки проектно-конструкторской разработки. Поэтому зачастую этот этап называют конструкторско-доводочными испытаниями (КДИ).

После устранения ошибок проектно-конструкторской разработки основными причинами отказов становятся ошибки нестабильности технологии производства, сборки. Для их исключения проводят испытания либо части узлов, агрегатов, систем от партии (контрольные выборочные испытания (КВИ), например, пироустройств, мембранных узлов, одноразовых двигателей), либо всех без исключения узлов агрегатов, систем, ракетных блоков много-разового применения (контрольные технологические испытания — КТИ).

В зависимости от сложности испытываемого объекта контрольно-выборочные или контрольно-технологические испытания называют автономными или комплексными, а при запуске двигателей — огневыми.

Так, для многоразовых ракетных блоков могут предусматриваться огневые приемные испытания перед постановкой на ЛА.

Непосредственно перед запуском ЛА могут предусматриваться огневые предполетные испытания, вслед за которыми после дозаправки ракета стартует.

Как огневые приемные, так и огневые предполетные испытания являются разновидностью контрольно-технологических испытаний, и основное их назначение — выявление технологических и эксплуатационных ошибок, внесенных в результате отступления от проектно-конструкторской документации в процессах изготовления, сборки и подготовки к огневым испытаниям.

Несомненно, что огневые предполетные испытания являются наиболее всеохватывающим видом наземных комплексных испытаний. Однако для одноразовой ракетно-космической техники такие испытания неприемлемы, а в ряде ситуаций и для многоразовой ракетно-космической техники они экономически нецелесообразны, если требуют чрезмерно больших материальных затрат на создание специальных стендов и стартовых сооружений.

Но во всех ситуациях наземные комплексные испытания с выполнением всех штатных полетных операций исключая необратимые весьма эффективны для выявления технологических и эксплуатационных ошибок и проводятся, как правило, во всех комплексах на основе летательных аппаратов.

К числу необратимых операций в зависимости от конструкции летательного аппарата относятся запуск двигателей, заправка криогенным топливом, срабатывание пироустройств и т. д.

Эффективность наземных технологических испытаний объяснима. По существу выявление технологической или эксплуатационной ошибки без проведения необратимых операций не связано с поте-

рей материальной части, а влияет лишь на сроки выполнения испытаний.

Полнота выявления указанных ошибок зависит от характера их проявления. В случае устойчивого проявления ошибки с вероятностью $q=1$ первое же технологическое испытание позволяет ее достоверно выявить. Сложнее выявить ошибку, вероятность проявления которой неизвестна и может находиться в пределах от 0 до 1.

Исходя из опыта можно считать такие ошибки единичными и при вероятности проявления их q после успешных технологических испытаний утверждать, что возможность ошибки исключается с вероятностью [10]

$$P_q = 1 - q(1 - q)^n, \quad (8.9)$$

где $1 - q$ — вероятность одного успешного испытания, а $q(1 - q)^n$ — вероятность проявления ошибки после n успешных испытаний.

Таким образом, эффективность контрольно-технологических испытаний можно характеризовать минимальной вероятностью исключения ошибки $\min P_q$, зависящей от количества испытаний и неопределенной вероятности проявления ошибки q .

Для каждого значения n существует неблагоприятное значение q в диапазоне от 0 до 1, приводящее к $\min P_q$:

$$\frac{dP_q}{dq} = (1 - q)^n - nq(1 - q)^{n-1} = 0,$$

откуда $q = \frac{1}{n+1}$ и

$$\min P_q = 1 - \frac{n^n}{(n+1)^{n+1}}. \quad (8.10)$$

На рис. 8.1 иллюстрируется эффективность контрольно-технологических испытаний (вероятность исключения ошибки P_q) в зависимости от количества испытаний n и вероятности проявления ошибки q . Огибающая кривых $\min P_q$ с наиболее неблагоприятными q нанесена в соответствии с (8.10). Из рисунка следует, что первое же технологическое испытание эффективно ($P_q > 0,9$) выявляет ошибки с вероятностью проявления $q > 0,8$. Два-три технологических испытания столь же эффективно выявляют ошибки во всем возможном диапазоне вероятностей их проявления. Приведенные оценки поясняют широкое использование в ракетно-космической технике комплексных проверок функционирования бортовых систем с исключением необратимых операций; проверки проводятся до вывоза летательного аппарата на старт, при подготовке на стартовой позиции и в процессе непосредственной подготовки и проведения запуска.

В основе широкого использования технологических испытаний — стремление обеспечить непрерывный контроль элементов, агрегатов, систем, летательного аппарата в целом в ходе каждой операции по их изготовлению, сборке, предстартовой подготовке и в процессе, предшествующем запуску, для выявления возможных причин отказов на наиболее раннем этапе испытаний.

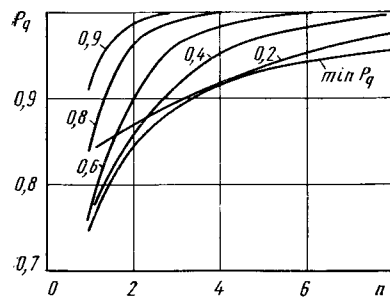


Рис. 8.1. Вероятность выявления неисправности P_q при контрольно-технологических испытаниях в зависимости от количества испытаний n и вероятности проявления неисправности $q=0,2; 0,4; \dots, 0,9$

тальной установки, ракетного блока, ступени ЛА и т. д.; комплексные испытания на технических и стартовых позициях в условиях штатного и нештатного функционирования (подробнее см. гл. 7) с имитацией необратимых операций;

комплексный контроль характеристик бортовых систем и агрегатов в процессе набора готовности к непосредственному запуску с возможностью отмены последнего для сохранения ЛА, последующего устранения дефектов и проведения успешного запуска.

Отмена запуска летательного аппарата с обнаруженным дефектом может иметь место после запуска двигателей, но до отрыва от стартового стола, т. е. до разрыва силовых связей с наземным комплексом. После отрыва от стартового стола для сохранения многоразового летательного аппарата может предусматриваться прекращение штатного полета с выполнением ряда операций для снижения и мягкого приземления (см. гл. 5).

Успешное выполнение указанных операций возможно только при обеспечении заключительного вида испытаний — комплексного контроля функционирования систем в полете.

Комплексный контроль в ходе активного полета летательного аппарата имеет целью своевременное выявление дефектов, прогнозирование развития аварийных ситуаций и принятия мер по повышению живучести в конкретно сложившихся условиях: перевод двигателей в щадящий режим или их выключение, обеспечение стабилизации и навигации в условиях нештатного полета и многое другое (подробнее см. гл. 6 и 7).

Деление процесса экспериментальной отработки для обеспечения надежности летательного аппарата на летные и наземные испытания, последние на комплексные и автономные испытания ракетных блоков, систем, агрегатов и узлов регламентируется специальной программой, создаваемой в ходе проектно-конструкторских разработок. Лучшая из возможных программ эксперимен-

Поэтому экспериментальные работы по обеспечению надежности летательного аппарата включают различные этапы и виды испытаний, основные из которых следующие:

входной контроль и необходимые испытания комплектующих систем, агрегатов, приборов;

автономные испытания систем, агрегатов до установки на ЛА;

автономные испытания систем, агрегатов после их установки на ЛА;

комплексные испытания отдельных групп взаимосвязанных систем ЛА, таких, как систем двига-

тальной отработки обеспечивает заданную надежность создаваемого летательного аппарата с наименьшими материальными затратами, в кратчайшие сроки, с минимально возможными затратами на создание экспериментальной базы и т. д. В изложенном смысле выбор программы экспериментальной отработки приводит к решению многокритериальных задач, решение которых рассмотрено в гл. 2 и описывается в следующем разделе.

8.2. ПРОГРАММА ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ НАДЕЖНОСТИ

Программа экспериментальной отработки летательного аппарата устанавливает содержание и порядок испытаний узлов, агрегатов, систем и конструкций ЛА в целом, создается в процессе проектно-конструкторских работ и должна содержать следующие основные разделы.

Цели и задачи экспериментальной отработки летательного аппарата на всех этапах от входного контроля до наземных автономных, комплексных и прочих видов испытания включая летно-конструкторские.

Описание объектов испытаний.

Обоснование объема испытаний по каждому из объектов.

Определение необходимой экспериментальной базы и средств проведения испытаний.

Методика проведения испытаний и анализа их результатов.

Меры по обеспечению безопасности экспериментальных работ в наземных и летных условиях.

Эффективность программы экспериментальной отработки ЛА характеризуется рядом следующих критериев:

общие затраты C^p на испытания по обеспечению заданного нижнего предела надежности;

время T^p , потребное на выполнение полного объема экспериментальных работ;

затраты на создание экспериментальной базы C^b ;

время T^b , потребное на строительство и оборудование экспериментальной базы, и т. д. Для решения многокритериальной задачи выбора программы экспериментальной отработки необходимо формализовать количественные оценки по отдельным критериям. Выполним такую формализацию применительно к критерию общих затрат на обеспечение заданной надежности C^p , имея в виду, что аналогичные суждения позволят записать выражения и для других критериев.

Суммарные затраты на экспериментальную отработку ЛА складываются из затрат на летные испытания $C_{лки}$, наземные испытания для подтверждения надежности C^n и затрат на выявление проектно-конструкторских и технологических ошибок разработки C^k :

$$C^p = C_{лки} + C^n + C^k. \quad (8.11)$$

Затраты на летно-конструкторские испытания пропорциональны стоимости запуска и минимально необходимому количеству испытаний, которое в соответствии с табл. 8.2 примем равным трем ($k_0=3$):

$$C_{\text{ЛКИ}} = k_0 C^n \left(\frac{1}{m} + p \right), \quad (8.12)$$

где C^n — стоимость изготовления полностью укомплектованного ЛА; m — кратность его использования; p — относительная стоимость разовых затрат на топливо и межполетные регламентно-восстановительные работы.

Как правило, летательные аппараты для летно-конструкторских испытаний отличаются по комплектации от серийных увеличенным объемом телеизмерений и способны нести неполную полезную нагрузку. Поэтому, рассматривая их как экспериментальные, примем условно кратность повторного использования $m=k_0$ для многоразовых изделий и $m=1$ — одноразовых.

Затраты на наземные испытания для подтверждения надежности зависят:

от возможного членения ЛА на агрегаты, системы, блоки, подлежащие наземным испытаниям. Для конкретности последующих суждений примем, что ЛА делится на n_0 примерно равных по стоимости изготовления частей;

от использования в составе ЛА однотипных агрегатов, систем, двигателей, ракетных блоков. Поскольку для однотипных комплектующих изделий проектно-конструкторские ошибки разработки одинаковы, то экспериментальной отработке подлежит только одна унифицированная часть ЛА, например, один унифицированный двигатель, а результаты экспериментальной оценки нижнего предела его надежности в соответствии с (8.7) справедливы для интервальной оценки надежности одновременной работы унифицированных двигателей на борту.

Введем коэффициент, характеризующий степень унификации частей летательного аппарата,

$$\xi = \frac{n_a - n_y}{n_a}, \quad (8.13)$$

где n_y — число унифицированных частей; $n_a - n_y$ — число частей ЛА, подлежащих наземной экспериментальной отработке;

от минимально необходимого количества испытаний с успешным исходом каждой из $n_a - n_y$ части летательного аппарата. В соответствии с (8.5) необходимое количество испытаний определяется заданием нижнего предела значений надежности \underline{P}_3 и коэффициента доверия γ :

$$\min n = \ln(1 - \gamma) / \ln \underline{P}_3.$$

Таким образом, затраты на наземные испытания для подтверждения надежности C^n

$$C^n = \sum_{i=1}^{n_a - n_y} \frac{C^n}{n_i} \left(\frac{1}{m} + p \right) \frac{\ln(1 - \gamma)}{\ln \underline{P}_3} - \sum_{j>i}^{n_a - n_y} \sum_{i=1}^{n_a - n_y} \left(\frac{C^n}{n_i} + \frac{C^n}{n_j} \right) \times \left(\frac{1}{m} + p \right) \frac{\ln(1 - \gamma)}{\ln \underline{P}_3}. \quad (8.14)$$

Первая сумма в выражении (8.14) определяет затраты на автономные испытания отдельных частей летательного аппарата для подтверждения их надежности, причем стоимость изготовления i -й отдельно взятой части соответственно равна C^n/n_i . Вторая сумма в выражении (8.14) определяет стоимость совместных испытаний попарных комбинаций составных частей летательного аппарата, например, конструкции ракетного блока и унифицированного двигателя и т. д. Стоимость изготовления комбинации из i -й и j -й частей летательного аппарата соответственно равна $\frac{C^n}{n_i} + \frac{C^n}{n_j}$.

Для упрощения выражения (8.14) в качестве допущения полагаем, что для экспериментальной отработки возможно расчленить ЛА на части с примерно равной стоимостью $n_i \approx n_j \approx n_a$. Тогда

$$C^n \approx \xi^2 n_a C^n \left(\frac{1}{m} + p \right) \frac{\ln(1 - \gamma)}{\ln \underline{P}_3}. \quad (8.14')$$

Третье слагаемое суммарных затрат на экспериментальную отработку — это затраты, связанные с выявлением проектно-конструкторских и технологических ошибок разработки C^k и характеризующиеся наибольшей неопределенностью при оценках. В зависимости от квалификации коллектива разработчиков летательного аппарата, степени новизны создаваемой конструкции, изученности физических процессов количество допущенных проектно-конструкторских ошибок может меняться в широких пределах, как показывает опыт — от нескольких до десяти и более. Именно эти ошибки определяют существенную часть затрат средств и времени при проведении экспериментальной отработки.

Наиболее эффективно устранению указанных ошибок, помимо совершенствования проектно-конструкторских работ, способствует членение объекта испытаний на агрегаты, системы, ракетные блоки, допускающее одновременное выявление причин отказов при экспериментальной отработке, и снижение материальных потерь в случае неудачного исхода испытаний.

Если рассматривать как неопределенное значение k (количество возможных проектно-конструкторских ошибок при создании летательного аппарата), то дополнительные затраты на выявление и устранение этих ошибок C^k также являются неопределенной величиной:

$$C^k = k \frac{C^n}{n_a} (1 + p), \quad (8.15)$$

где n_a — количество экспериментально обрабатываемых частей ЛА примерно равной стоимости; p — относительная величина разовых затрат на подготовку и проведение испытания; $C^n (1+p)/n_a$ — стоимость эксперимента при выявлении одной из k ошибок в случае потери материальной части при неудачном исходе.

Таким образом, суммарные затраты на экспериментальную обработку ЛА с учетом (8.12), (8.14'), (8.15) и принятых допущений

$$C^p = k_0 C^n \left(\frac{1}{m} + p \right) + \xi^2 n_a C^n \left(\frac{1}{m} + p \right) \frac{\ln(1-\gamma)}{\ln P_3} + \frac{k}{n_a} C^n (1+p) \quad (8.16)$$

или в безразмерной форме

$$\tilde{C}^p = \frac{C^p}{C^n} = k_0 \left(\frac{1}{m} + p \right) + \xi^2 n_a \left(\frac{1}{m} + p \right) \frac{\ln(1-\gamma)}{\ln P_3} + \frac{k}{n_a} (1+p). \quad (8.16')$$

Выражение (8.16) позволяет проанализировать возможности проектанта влиять на стоимость экспериментальной обработки летательного аппарата до заданного нижнего предела интервала надежности P_3 .

Основные меры проектанта сводятся к рациональному выбору количества экспериментально обрабатываемых частей n_a , степени их унификации ξ и к снижению относительных разовых затрат p . Перечисленные характеристики должны быть выбраны так, чтобы неопределенность, связанная с количеством возможных ошибок разработки k , не оказывала существенного влияния на стоимость и потребное время экспериментальной обработки и при этом затраты на ее осуществление были по возможности минимальны.

Проиллюстрируем влияние характеристик n_a и ξ конкретными примерами затрат на экспериментальную обработку одноразовых и многоразовых ЛА до нижнего предела интервала надежности $P_3=0,9$ при коэффициенте доверия $\gamma=0,75$ и при пренебрежимо малых разовых затратах $p \approx 0$.

На рис. 8.2 приведена величина безразмерных затрат на экспериментальную обработку одноразового ЛА ($m=1$) в зависимости от количества отдельно испытываемых частей n_a и степени их унификации $\xi=0,75$ (кривые a) и $\xi=0,25$ (кривые b) в диапазоне неопределенности числа проектно-конструкторских ошибок k от 0 до 16. Из графиков следует, что использование в составе одноразовых ЛА унифицированных агрегатов, двигателей, ракетных блоков существенно снижает стоимость экспериментальной обработки. Так, увеличение доли унифицированных частей с одной четверти ($\xi=0,75$) до трех четвертей ($\xi=0,25$) уменьшает затраты \tilde{C}^p более чем вдвое в диапазоне неопределенностей $k=4 \dots 16$, и при этом целесообразно увеличение количества отдельно обрабатываемых частей ЛА n_a с 2—4 до 8—12.

На рис. 8.3 приведена величина безразмерных затрат на экспериментальную обработку многоразового ЛА ($m \geq \ln(1-\gamma)/\ln P_3$) в зависимости от количества отдельно испытываемых частей n_a , степени унификации $\xi=0,75$ (кривые a) и $\xi=0,25$ (кривые b) и

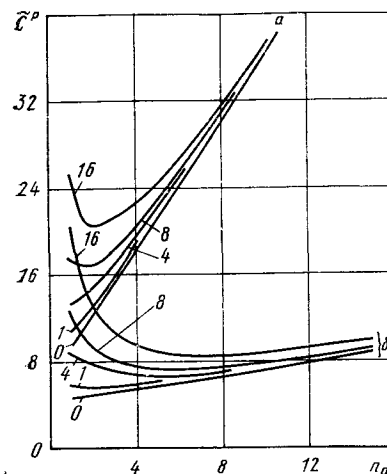


Рис. 8.2. Зависимость безразмерных затрат \tilde{C}^p на экспериментальную обработку одноразового ЛА от количества отдельно испытываемых частей n_a , степени их унификации и неопределенности числа проектно-конструкторских ошибок $k=0; 1; 4; 8; 16$

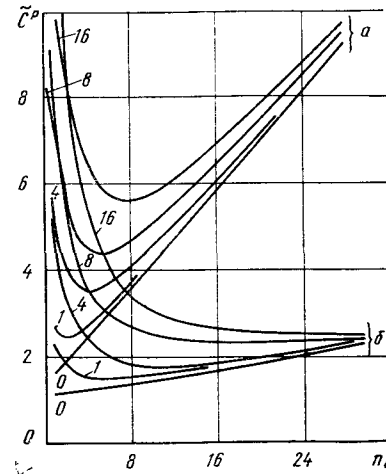


Рис. 8.3. Зависимость безразмерных затрат \tilde{C}^p на экспериментальную обработку многоразового ЛА от количества отдельно испытываемых частей n_a , степени их унификации и неопределенности числа проектно-конструкторских ошибок $k=0; 8; 16; 24; 32$

неопределенности числа проектно-конструкторских ошибок k от 0 до 32. Из графиков на рис. 8.3 следует, что увеличение доли унифицированных агрегатов, двигателей, ракетных блоков в составе многоразовых ЛА с одной четверти ($\xi=0,75$) до трех четвертей ($\xi=0,25$) снижает стоимость экспериментальной обработки \tilde{C}^p более чем вдвое в диапазоне неопределенностей $k=8 \dots 16$, и при этом целесообразно увеличение количества отдельно обрабатываемых частей n_a с 8—12 до 16—24.

Конечно, проектно-конструкторские решения по конкретному летательному аппарату не всегда позволяют реализовать рекомендации, вытекающие из формулы (8.16) по членению процесса экспериментальной обработки, однако и в таких ситуациях проектант получает необходимую информацию для достижения разумного компромисса.

Компромисс при выборе программы экспериментальной обработки ЛА необходим еще и потому, что суммарные затраты на испытания по формуле (8.16) не единственный критерий. Уже указывалось, что для более полного отражения эффективности программы экспериментальной обработки могут быть дополнительно использованы критерии с другим физическим содержанием как-то: необходимое время на экспериментальную обработку T^p ; затраты на создание экспериментальной базы C^6 ; время на строительство и оборудование экспериментальной базы T^6 и т. д.

Для каждого из перечисленных критериев рациональное деление ЛА на отдельно обрабатываемые части может быть различным, и компромиссное решение проектанта неизбежно.

На основе анализа критериев проектант имеет возможность выбрать лучший вариант программы экспериментальной отработки и формализовать его в проектно-конструкторской документации, регламентируя:

цели и содержание этапов испытаний создаваемого ЛА по частям и в целом;

состав объектов испытаний (агрегатов, систем, ракетных блоков и экспериментальных изделий);

состав экспериментальной базы и средств испытаний (стенды и их оснащение технологическим и измерительным оборудованием);

методику проведения испытаний и объем экспериментальной отработки, существенно зависящий от программы транспортных перевозок для разрабатываемого ЛА.

С увеличением программы транспортных перевозок целесообразно повышать подтверждаемую надежность и соответственно объем экспериментальной отработки ЛА, поскольку сокращение материальных потерь из-за возможных отказов компенсирует повышенные расходы на испытания.

Целесообразное соотношение между расходами на экспериментальную отработку летательного аппарата и его эксплуатацию для выполнения заданной программы транспортных перевозок определяется из условия минимальных суммарных затрат, рассмотрение которых проводится в следующем разделе.

8.3. НАЗНАЧЕНИЕ

КОЛИЧЕСТВЕННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК НАДЕЖНОСТИ ПРИ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКЕ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Суммарные затраты на разработку транспортного летательного аппарата и выполнение заданной программы грузоперевозок в основном определяются затратами на изготовление и экспериментальную отработку опытных образцов изделий C^p и затратами на изготовление и эксплуатацию серийной партии изделий $C^{н.э.}$:

$$C_{\Sigma} = C^p + C^{н.э.} \quad (8.17)$$

С учетом выражения (8.16) суммарные затраты

$$C_{\Sigma} = k_0 C^n \left(\frac{1}{m} + p \right) + \frac{k}{n_a} C^n (1 + p) + \xi^2 n_a C^n \left(\frac{1}{m} + p \right) \frac{\ln(1 - \gamma)}{\ln \frac{P}{P_{3.онт}}} + N_{и} m C^n \left(\frac{1}{m} + p \right) \frac{P}{P_{3.онт}}, \quad (8.18)$$

где $N_{и} m P / P_{3.онт}$ — минимально необходимое количество успешных запусков для выполнения заданной программы грузоперевозок, за-

висящее от количества изготавливаемых изделий $N_{и}$, кратности повторного использования каждого из них m и отношения нижних пределов интервалов вероятности выполнения программы P и вероятности успешного запуска $P_{3.онт}$ при коэффициенте доверия γ ; C^n — стоимость изготовления ЛА; p — относительные разовые затраты на топливо и межполетные регламентно-восстановительные работы; ξ , n_a , k_0 и k — соответственно степень унификации испытываемых частей ЛА и их количество, количество запусков на этапе АКИ и количество возможных проектно-конструкторских ошибок, подлежащих выявлению в процессе испытаний.

Минимальный уровень суммарных затрат $\min C_{\Sigma}$ имеет место при выполнении условия

$$\frac{dC_{\Sigma}}{dP_{3.онт}} = \xi^2 n_a \frac{\ln(1 - \gamma)}{\ln^2 \frac{P}{P_{3.онт}}} + N_{и} m \frac{P}{P_{3.онт}^2} = 0,$$

откуда

$$-\frac{\xi^2 n_a \ln(1 - \gamma)}{N_{и} m P} = \frac{\ln^2 \frac{P}{P_{3.онт}}}{P_{3.онт}}. \quad (8.19)$$

Решение уравнения (8.19) представлено на рис. 8.4 в виде графика: в левой части уравнения (8.19) — с точностью до постоянного множителя $\ln(1 - \gamma) / P$ отношения затрат на одно наземное испытание всех частей летательного аппарата к затратам на выполнение транспортной программы.

Используя решение (8.19) для назначения нижних пределов подтверждаемой надежности одноразовых ЛА с характеристиками в приведенном ранее примере предназначенных для выполнения существенно разных транспортных программ, получаем численные значения, приведенные в табл. 8.3.

Сопоставим также с использованием решения уравнения (8.19) целесообразные нижние пределы экспериментально подтверждае-

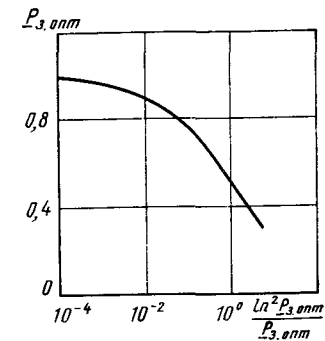


Рис. 8.4. Графическое представление решения уравнения (8.19)

Таблица 8.3

Нижние пределы экспериментально подтверждаемой надежности $P_{3.онт}$ одноразовых ЛА в зависимости от транспортной программы $N_{и}$ и степени унификации обрабатываемых частей ξ ($\gamma = 0.75$)

Вариант	Характеристики программы экспериментальной отработки	Транспортная программа $N_{и}$	
		200	20
1	$\xi = 0.75$ и $n_a = 4$	0.88	0.70
2	$\xi = 0.25$ и $n_a = 12$	0.93	0.80

Таблица 8.4

Нижние пределы экспериментально подтверждаемой надежности $\underline{P}_{з. \text{ опт}}$ в зависимости от типа ЛА и степени унификации обрабатываемых частей ξ ($N_m=200$ и $\gamma=0,75$)

Вариант	Тип летательного аппарата	Характеристика программы испытаний	Целесообразный нижний предел интервальной надежности
1	Одноразовые	$\gamma=0,75, n_a=4$	0,88
2	Одноразовые	$\gamma=0,25, n_a=12$	0,93
3	Многоразовые	$\gamma=0,75, n_a=8$	0,84
4	Многоразовые	$\gamma=0,25, n_a=16$	0,92

мой надежности одноразовых и многоразовых летательных аппаратов из уже упоминавшихся примеров для выполнения одной и той же транспортной программы — 200 запусков (табл. 8.4). Хотя целесообразный в смысле минимизации суммарных затрат нижний предел интервала надежности $\underline{P}_{з. \text{ опт}}$ и определяет в соответствии с (8.5) объем испытаний, его конкретного значения недостаточно проектанту для выбора лучшего варианта программы экспериментальной отработки в условиях одновременного использования нескольких критериев. Для принятия компромиссного решения проектанту необходимо оценить влияние на критерии отступлений от оптимальных значений надежности.

Применительно к подробно рассматриваемому критерию суммарных затрат на экспериментальную отработку при выполнении заданной транспортной программы \bar{C}_z [см. (8.18)] оценим указанное влияние.

Введем отношение $\xi = \underline{P}_z / \underline{P}_{з. \text{ опт}}$, характеризующее отличие рассматриваемого нижнего предела надежности от оптимального.

Разделим левую и правую части равенства (8.18) на характеристику программы транспортных перевозок $C_m N_m (1/m + p) \cdot \underline{P}$:

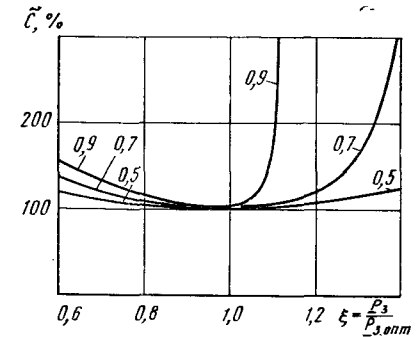
$$\bar{C}_z = \frac{k_0}{mNP} + \frac{k(1+p)}{N_m(1+m)p\underline{P}} + \xi^2 n_a \frac{\ln(1-\gamma)}{mN_m \underline{P} \ln \xi \underline{P}_{з. \text{ опт}}} + \frac{1}{\xi \underline{P}_{з. \text{ опт}}} \quad (8.20)$$

Изменение отношения ξ влияет на сумму двух последних слагаемых (8.20), минимальное значение которой с учетом (8.19) реализуется при $\xi=1$:

$$\begin{aligned} \min \bar{C}_z &= \left[\xi^2 n_a \frac{\ln(1-\gamma)}{mN_m \underline{P} \ln \xi \underline{P}_{з. \text{ опт}}} + \frac{1}{\xi \underline{P}_{з. \text{ опт}}} \right]_{\xi=1} = \\ &= \left[-\frac{\ln^2 \underline{P}_{з. \text{ опт}}}{\underline{P}_{з. \text{ опт}} \ln \xi \underline{P}_{з. \text{ опт}}} + \frac{1}{\xi \underline{P}_{з. \text{ опт}}} \right]_{\xi=1} \end{aligned}$$

Отношение $\bar{C} = \bar{C}_z / [\bar{C}]_{\xi=1}$ характеризует предельно возможное изменение суммарных затрат на создание и эксплуатацию летательного аппарата в функции аргумента ξ при пренебрежении суммой

Рис. 8.5. Предельный прирост суммарных затрат \bar{C}_z на создание и эксплуатацию летательного аппарата при отступлении \underline{P}_z от оптимального значения нижнего предела подтверждаемой надежности $\underline{P}_{з. \text{ опт}}$ для различных транспортных программ и соответственно номиналов $\underline{P}_{з. \text{ опт}} = 0,5; 0,7; 0,9$



первых двух членов в равенстве (8.20). Отличие указанной суммы первых членов от нуля лишь уменьшает отношение \bar{C} :

$$\bar{C} = \frac{\frac{1}{\xi} - \frac{\ln^2 \underline{P}_{з. \text{ опт}}}{\ln \xi \underline{P}_{з. \text{ опт}}}}{1 - \ln \underline{P}_{з. \text{ опт}}} \quad (8.21)$$

На рис. 8.5 показан предельный прирост суммарных затрат \bar{C} в соответствии с формулой (8.21) при отступлении от оптимального значения нижнего предела экспериментально подтверждаемой надежности. Из графиков следует, что отступления до 20—30% в сторону снижения нижнего предела несущественно влияют на суммарные затраты создания и эксплуатации летательного аппарата.

Это обстоятельство позволяет существенно сократить объем испытаний и соответственно время, потребное на экспериментальную отработку, практически без увеличения суммарных материальных затрат. Таким образом, имеются предпосылки для поиска компромиссных вариантов программы экспериментальной отработки летательного аппарата с учетом конкретных конструктивных особенностей новой разработки и возможностей имеющейся в стране экспериментальной базы.

8.4. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ФАКТИЧЕСКИХ ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ ОТРАБОТКИ

Наряду с обеспечением надежности летательного аппарата в результате его экспериментальной отработки должны быть определены фактические летно-технические характеристики, подтверждающие выполнение требований технического задания на новую разработку.

К числу основных летно-технических характеристик, подлежащих определению в ходе экспериментальной отработки ЛА, относятся:

гарантированная предельная дальность стрельбы БР при заданной величине полезной нагрузки или гарантированная допус-

каемая величина полезной нагрузки при заданных кинематических параметрах орбиты выведения для РН;

точность доставки полезной нагрузки БР, характеризуемая величиной кругового вероятного отклонения относительно расчетной точки цели или точность выполнения параметров орбиты выведения РН, характеризуемая дисперсией их отклонений и корреляционными моментами.

Данных нескольких запусков ЛА по программе летно-космических испытаний недостаточно для определения основных летно-технических характеристик с приемлемой точностью. Убедимся в этом, воспользовавшись оценками дисперсии σ^2 по ограниченному количеству испытаний n для искомых технических характеристик.

Напомним, что при нормальном законе распределения случайных отклонений предельные разбросы с вероятностью 0,997 укладываются в диапазоне $\pm 3\sigma$ (σ — среднее квадратичное отклонение).

Таким образом, диапазон $\pm 3\sigma$ практически достоверно характеризует предельные отклонения кинематических параметров выведения РН, предельные отклонения точек падения головных частей БР, предельные отклонения остатков топлива БР при стрельбе на максимальную дальность или РН при выведении на заданную орбиту (а следовательно, и величину гарантийных запасов топлива для их компенсации).

Поэтому определение фактического значения среднего квадратичного отклонения σ искомой летно-технической характеристики необходимо для подтверждения выполнения требований технического задания на разработку БР или РН.

По результатам n испытаний несмещенные оценки математического ожидания \hat{m} и среднего квадратичного отклонения $\hat{\sigma}$ равны [см., например, 9]:

$$\hat{m} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n x_i \quad (8.22)$$

$$\hat{\sigma} = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (x_i - \hat{m})^2}, \quad (8.23)$$

где x_i — измеренное в каждом из n независимых экспериментов значение искомой характеристики.

Однако оценки $\hat{\sigma}$ могут отличаться от фактического значения среднего квадратичного отклонения σ вследствие недостаточного количества испытаний, и погрешность оценки $\hat{\sigma}$ будет находиться в пределах доверительного интервала с коэффициентом доверия γ :

$$\left(\frac{n-1}{\chi_{0,5}^2(1-\gamma)} \right)^{1/2} < \frac{\sigma}{\hat{\sigma}} < \left(\frac{n-1}{\chi_{0,5}^2(1+\gamma)} \right)^{1/2}, \quad (8.24)$$

где $\chi_{0,5}^2(1 \pm \gamma)$ — квантиль хи-квадрат распределения с $n-1$ степенями

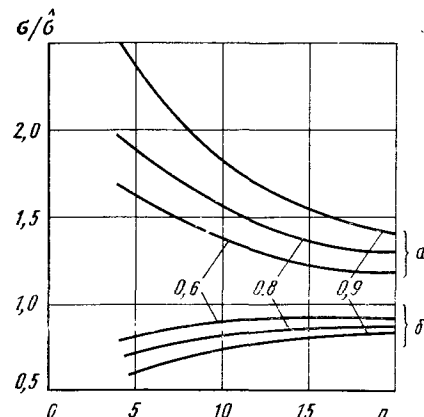


Рис. 8.6. Границы доверительных интервалов среднего квадратичного отклонения в зависимости от количества испытаний n и значений коэффициента доверия $\gamma=0,6; 0,8; 0,9$ (а и б — верхняя и нижняя граница соответственно)

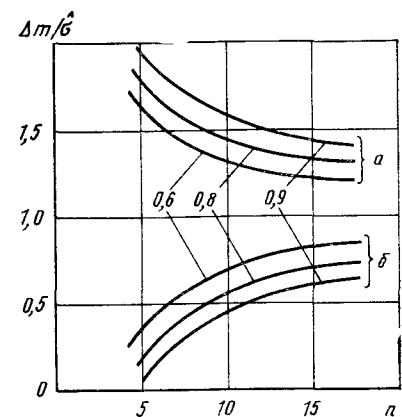


Рис. 8.7. Границы доверительных интервалов математического ожидания в зависимости от количества испытаний n и значений коэффициента доверия $\gamma=0,6; 0,8; 0,9$ (а и б — верхняя и нижняя граница соответственно)

ми свободы, приводимый в виде табличной функции в курсе теории вероятностей.

На рис. 8.6 нанесены границы доверительных интервалов с различными коэффициентами доверия в зависимости от количества испытаний. Из графиков следует, что несколько испытаний по программе ЛКИ позволяют оценить средние квадратичные отклонения летно-технических характеристик с ошибкой, превышающей их фактические значения. Уточнение оценки среднего квадратичного отклонения рассматриваемых характеристик до $\pm 20\%$ относительно фактического значения возможно лишь с привлечением результатов наземных испытаний, количество n которых составляет десятки.

Аналогичная ситуация имеет место при определении математического ожидания m искомой летно-технической характеристики [см. (8.22)]. Вследствие недостаточного количества испытаний реальное значение искомой характеристики может находиться в пределах доверительного интервала $\pm \Delta m$ с коэффициентом доверия γ :

$$-\frac{t_{\gamma, n-1}}{\sqrt{n}} < \frac{\Delta m}{\hat{\sigma}} < \frac{t_{\gamma, n-1}}{\sqrt{n}}, \quad (8.25)$$

где $t_{\gamma, n-1}$ — квантиль распределения Стьюдента с $n-1$ степенями свободы, приводимый в виде табличной функции в курсе теории вероятностей; n — количество испытаний; $\hat{\sigma}$ — несмещенная оценка среднего квадратичного отклонения по формуле (8.23).

На рис. 8.7 нанесены границы доверительных интервалов для математического ожидания с различными коэффициентами доверия в зависимости от количества испытаний. Из графиков следует, что несколько испытаний по программе ЛКИ не позволяет оценить математическое ожидание, а следовательно, и летную характеристику, им выражаемую, с ошибкой менее оценки среднего квадратичного отклонения. Привлечение же результатов десятков наземных испытаний уменьшит рассматриваемую ошибку на полпорядка.

Таким образом, программа экспериментальной отработки летательного аппарата должна регламентировать необходимое количество наземных испытаний и методику обработки их результатов совместно с результатами ЛКИ для определения фактических характеристик с необходимой точностью при проверке их соответствия требованиям технического задания.

В ряде случаев без совместной обработки результатов наземных и летных испытаний нельзя определить фактические данные. Например, аэродинамические характеристики летательного аппарата и характеристики его двигательной установки влияют на продольную перегрузку n_x , которая может быть измерена с высокой точностью акселерометрами в полете:

$$n_x = \frac{1}{g_0 M} (P_n - S_a p_H - c_{x_a} q S). \quad (8.26)$$

В выражении (8.26):

M — масса ЛА, измеренная с высокой точностью по данным уровня жидкого топлива в баках;

P_n и S_a — пустотная тяга двигателей и площадь среза их сопел, многократно измеренные в ходе наземных стендовых испытаний;

p_H и q — давление атмосферы и скоростной напор вдоль траектории конкретного запуска, известные по результатам атмосферного зондирования и внешнетраекторным измерениям с достаточной точностью;

c_{x_a} — коэффициент аэродинамического сопротивления, отнесенный к характерной площади S , известный до ЛКИ по результатам расчетов, в лучшем случае по результатам продувок в аэродинамической трубе моделей ЛА, без реальной имитации взаимодействия внешних потоков и газовых струй двигателей. Таким образом, измерения продольной нагрузки ЛА выполненные с высокой точностью в полете, позволяют столь же точно определить суммарную силу тяги двигателей и силы аэродинамического сопротивления, но не позволяют в отдельности оценить слагаемые суммарной силы, поскольку условие (8.26) единственное.

Дополнительным условием для определения составляющих суммарной силы является физический процесс создания пустотной тяги двигателей, из которого вытекает, что при неизменном режиме работы двигателей пустотная тяга их является неизменной, не

зависящей от внешних условий. Поэтому, если записать условия (8.26) в виде

$$P_n = g_0 M n_x + S_a p_H + c_{x_a} q S \quad (8.26')$$

и подставить в него результаты измерений в различные моменты полетного времени, то «изменение» пустотной тяги P_n следует объяснить только погрешностью определения аэродинамической характеристики c_{x_a} .

Фактические значения характеристики c_{x_a} соответствуют неизменной пустотной тяге P_n и, в частности, тяге на большой высоте, где значения скоростного напора q пренебрежимо малы.

Более подробное изложение методик обработки результатов наземных и летных испытаний и обеспечиваемых при этом точностей измерений в зависимости от состава и принципов построения телеметрической аппаратуры приводится в курсе «Экспериментальная отработка ЛА».

ОРГАНИЗАЦИЯ, ПЛАНИРОВАНИЕ, АВТОМАТИЗАЦИЯ ПРОЦЕССА РАЗРАБОТКИ И СОЗДАНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

9.1. 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, в 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 меняться и формы программного управления как основного метода интеграции, при этом используются специализированные методы деятельности руководства с целью планирования и контроля с применением современных средств преобразования плано-экономической информации, в частности, сетевое планирование управления (СПУ) и автоматизированные системы управления (АСУ).

Руководителям программы на каждой стадии научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ (НИ ОКР) приходится выполнять задачи планирования, организации работ, расстановки персонала, управления и контроля. Содержание этих пяти функций руководства можно определить следующим образом.

1. 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.

2. Организация заключается в формировании организационной структуры и определения видов деятельности коллективов, расстановке и размещении сил и средств, необходимых для реализации целей предприятий (КБ и его подразделений).

3. Расстановка кадров охватывает виды деятельности коллективов, которые важны для установления места каждого работника в соответствии с организационно-штатной структурой.

4. Управление включает виды деятельности, связанные с выявлением критических ситуаций, по постановке задач для их устранения, принятию решений и отдаче необходимых указаний.

5. 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 зависит 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. Центральным звеном управления является планирование работ над программой создания ЛА. На основе анализа организационной структуры и состава коллективов осуществляется планирование работ и расстановка кадров. С этой целью используют сетевое планирование. Сетевые модели связей между операциями позволяют исследовать критические участки работ по времени, затратам, надежности с целью выдачи первичных рекомендаций для улучшения процесса организации и управления КБ. На основе анализа 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 производственных 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.

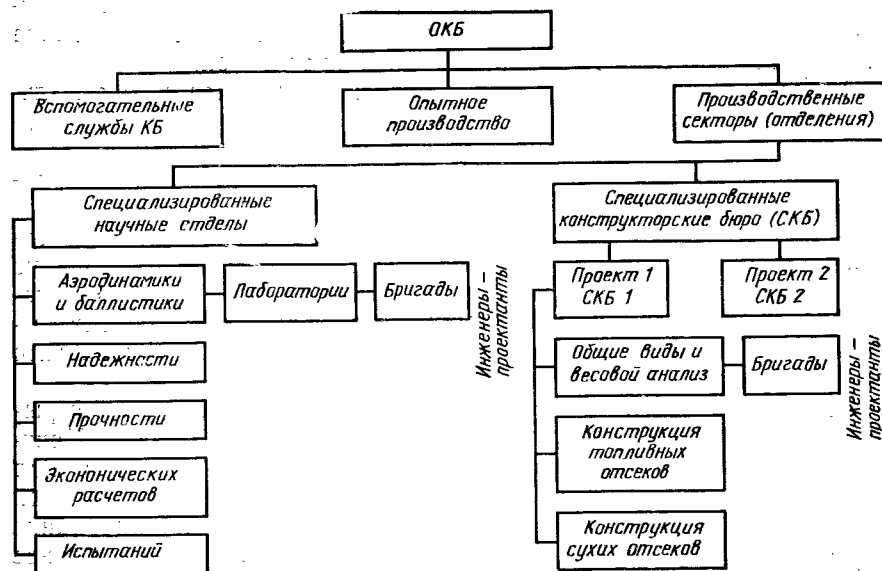


Рис. 9.1. Типовая структура организации конструкторских бюро (КБ)

Количество подразделений в КБ (НИИ) зависит от характера работ, объема и тематики. Однако структура разных КБ (НИИ) имеет много общего. На рис. 9.1 приведена в определенной мере типовая структура КБ. В рассматриваемом случае производственные секторы (отделения) имеют специализированные научные отделы и специальные конструкторские бюро. В опытное производство входят 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 и др. В конструкторских бюро (СКБ) организованы подразделения: разработки общих видов, топливных отсеков, сухих отсеков, средств оснащения и др. Довольно распространенной производственной структурой КБ является также смешанная — 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 опробования 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 летательного аппарата следует различать следующие стадии: 1) разработки технического задания; 2) формирования технических предложений; 3) разработки эскизного проекта; 4) формирования технического проекта; 5) разработки рабочей документации. Техническое задание утверждается заказчиком и отраслевым министерством. Утвержденное ТЗ и указания главного конструктора служат основой для составления технического предложения.

На стадии технического предложения 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 к разработке наилучшего варианта; на основе предварительной конструктивной проработки и поверочных расчетов подтверждаются требуемые 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 технических предложений (ТП) обосновывается возможность обеспечения заданных ЛТХ и лучшего варианта их технической реализации. Завершается стадия ТП написанием отчетов по разделам ТП, общей пояснительной записки и сводной ведомости ТП. Техническое предложение после экспертизы и согласования с заказчиком является основанием для выполнения эскизного проекта.

Эскизный проект разрабатывается с целью 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 с целью 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 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 основе утвержденного заказчиком и министерством эскизного проекта. На этой стадии основную часть работы КБ составляет конструкторская разработка. Технический проект разрабатывают с целью 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; выполнение необходимых расчетов, в том числе подтверждающих технико-экономические показатели, установленные техническим заданием; анализ конструкции и технологичности с учетом отзывов предприятий-изготовителей; испытания уточненных моделей и макетов; составление перечня работ, которые следует провести на стадии разработки рабочей документации.

На стадии технического проекта большое внимание уделяется надежности конструкции. Для обеспечения требуемой надежности 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 летательного аппарата; 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 с целью проведения испытаний в лабораториях и на испытательных станциях.

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) проверка и освоение запроектированных технологических линий; 3) уточнение технологии производства и др. С целью 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.

9.2. 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 летательного аппарата, его конструктивных особенностей координировать трудоемкость и продолжительность сроков этапов работ, обеспечивать намеченные этапы работ трудовыми и материальными ресурсами, а также необходимыми экспериментальными и производственными базами.

При управлении организацией проектных работ исходя из реально сложившихся структур подразделений и коллективов КБ. Логическая модель обобщенного исследования задачи управления проектными работами в КБ приведена на рис. 9.2. 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, меняются критерии, методы решения задач, алгоритмы и модели, причем часть задач решается для подразделений нижнего уровня на верхних. К частным вопросам организации управления проектными работами относят распределение технических ресурсов и определение трудоемкости работ.

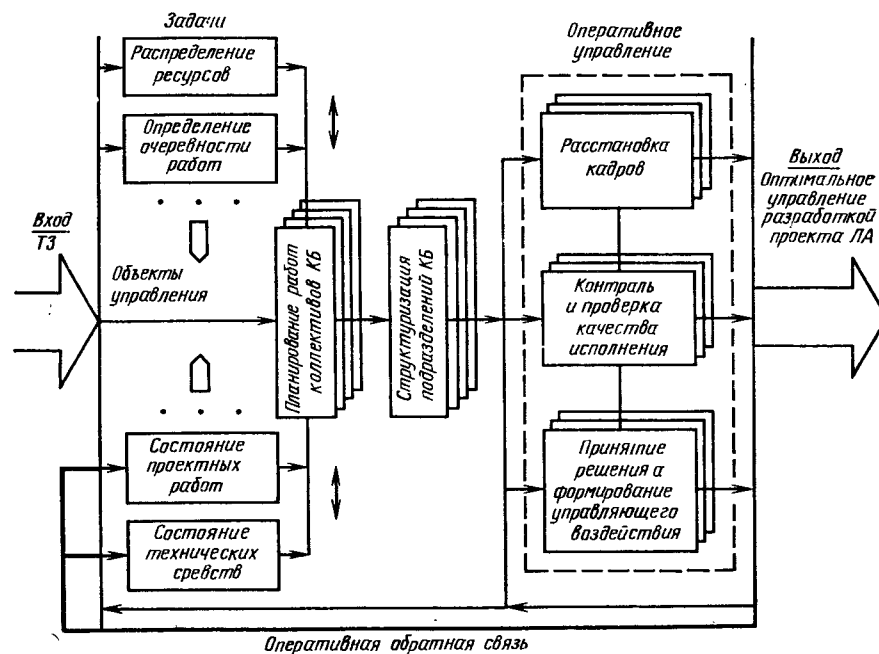


Рис. 9.2. Логическая модель обобщенного исследования задачи управления проектными работами в КБ

Процесс решения 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.

Сетевое планирование управления (СПУ) широко используют в КБ. Рабочим документом СПУ служат сетевые графики. В зависимости от уровня работ сетевые графики делят на первичные (индивидуальные), охватывающие 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, частного и комплексного графиков, называют граничными. Граничные события (мероприятия) связаны с работами, выполненными совместно разными исполнителями, или 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 делят 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 координирование 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 на основе изучения их соответствия частным и комплексным графикам 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 взаимообусловленность этапов и операций процесса. Таким образом, сетевые методы связаны с управлением дискретно изменяющихся по операциям и этапам процессов. В качестве критерия оптимального варианта плана используются время, стоимость выполнения работ, эффективность системы, надежность ее функционирования. Исследование ведется при определенных ограничениях, например, составе исполнителей, ресурсах и др. При таком отображении множества возможных вариантов процесса возникают как однокритериальные, так и многокритериальные задачи. Лучший вариант плана выбирается на основе обобщенных критериев, методов 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 служит не только целям более

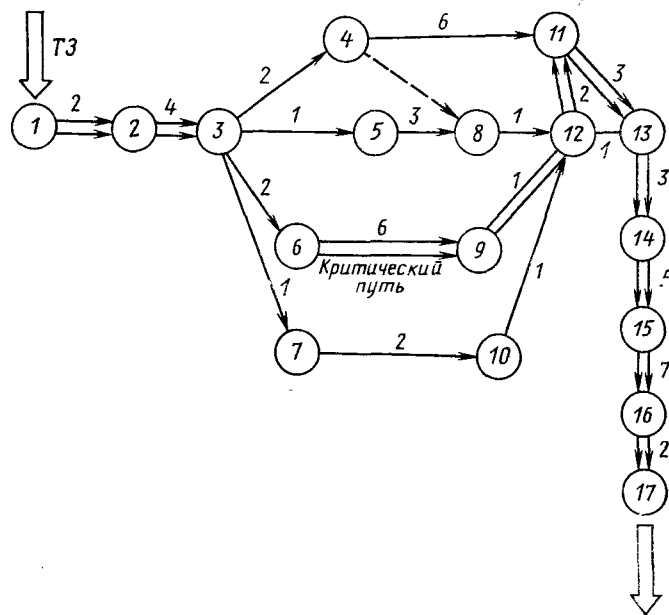


Рис. 9.3. Сетевой график проектных работ (пример)

наглядного представления процесса, но и облегчает формирование математической модели. Математическая 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 учитывается то, что одна работа не может быть начата, пока не завершится другая. Исходные состояния в конечные результаты операций, называемые событиями, представляются в вершинах сетевого графика кружками с номером события (рис. 9.3). 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 правила: график не должен 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, а также при наличии операций ожидания и фиктивных каждое частное событие должно быть представлено своей линией. Большое быстродействие и память ЭВМ позволяет 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 соблюдения ограничений на время работ и по загрузке части исполнителей.

В качестве примера ручного счета рассмотрим простейший приведенный выше сетевой график выпуска чертежей узла ЛА. 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

$$t_p(j) = t_p(i) + t(i, j),$$

$$t_p(i) \in t_{\max},$$
(9.1)

где $t_p(i)$ — ранний срок предшествующего события; $t(i, j)$ — продолжительность операции перехода от события i к событию j .

Для события, например, $i = 10$, $t_p(10) = t_p(7) - t(7, 10) = 7 + 2 = 9$ дней. Наиболее поздний допустимый срок наступления i -го события

$$t_n(i) = t_n(j) - t(i, j),$$

$$t_n(j) \in t_{\max},$$
(9.2)

откуда для события $i = 10$ $t_n(10) = t_n(12) - t(10, 12) = 15 - 1 = 14$ дней. Резерв времени

$$R(i, j) = t_n(i) - t_p(i).$$
(9.3)

В данном примере $R(10) = t_n(10) - t_p(10) = 14 - 9 = 5$ дней. Время на операцию с учетом резерва

$$R(i, j) = t_n(i) - t_p(j) + t(i, j).$$
(9.4)

Например, для операции 10, 12

$$R(10, 12) = t_n(10) - t_p(12) + t(10, 12) = 14 - 9 + 1 = 6 \text{ дней.}$$
(9.5)

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 события других операций, 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 концентрировать внимание на выполнении операций именно этих участков, заранее проводить сравнение альтернативных вариантов плана и выбирать лучшее управление, а именно: чередование работ, расстановку кадров, использование ресурсов и др.

9.3. АВТОМАТИЗАЦИЯ ПРОЦЕССОВ РАЗРАБОТКИ И СОЗДАНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

За последние годы появились новые изделия и устройства — космические корабли, электронные вычислительные машины, современные ракетные двигатели, атомные реакторы, лазеры, претерпели ряд серьезных изменений традиционные изделия машиностроения: автомобили, самолеты, корабли и др. Сложность продукции машиностроения за последние 50 лет возросла в десятки раз. Возросли объем работ и ответственность конструктора за проект. В связи с необходимостью увязки множества элементов конструкции и высокими требованиями по массе, надежности и экономичности изменился сам процесс проектирования. В настоящее время от момента выдачи технического задания на проект до освоения производства ЛА проходит пять—семь лет, что примерно соответствует рациональному сроку эксплуатации заменяемого изделия. Однако переделки проекта и доводка на этапах производства и испытаний занимают часто еще 3—5 лет. Поэтому решение проблемы качественного и своевременного проектирования таких сложных технических систем как летательный аппарат можно достичь только на основе автоматизации проектных работ.

Основной эффект от автоматизации работ в КБ достигается за счет уменьшения времени реакции управленческого и технического персонала на новые предложения, идеи и ситуации; упорядочения структуры информационных потоков и хранения данных; освобождения сотрудников от трудоемких и повторяющихся расчетов; выполнения документов и чертежей с помощью периферийных устройств ЭВМ; повышения качества решений за счет просмотра большего числа альтернативных вариантов и отслеживания процессов конструирования на экранах дисплеев и др. В настоящее время в КБ поступает современная вычислительная техника — ЕС ЭВМ с периферийными устройствами, обеспечивающими автоматизацию большей части задач проектирования. Именно поэтому вопросы формирования систем автоматизированного проектирования (САПР) КБ имеют исключительно большое практическое значение. Среди названных вопросов следует выделить вопросы общения проектанта и конструктора со средствами автоматизации.

Именно эти вопросы, связанные с изложением задания на логико-вычислительные операции в форме, воспринимаемой ЭВМ, и отображения результатов в виде, удобном для быстрого восприятия человеком, зачастую определяют производительность труда в КБ, оснащенном современной электронно-вычислительной техникой.

Идеальным решением указанных вопросов было бы изложение задания для ЭВМ в установившихся терминах проектно-конструкторских разработок и чертежно-графической документации, равно как и отображение результатов логико-вычислительных, компоновочных, имитационных и прочих исследований. Такое общение проектанта и конструктора со средствами автоматизации будем называть идеальным. Однако из-за технических условий широко распространенные терминалы, как правило, обеспечивают только пакетный режим общения или ограниченно диалоговый.

Вообще говоря, режим пакетной обработки является также диалогом, но он осуществляется без вмешательства проектанта в процесс решения задачи на ЭВМ. Поэтому под диалоговым режимом понимают только такой, в котором оператор отслеживает ход расчетов на устройствах отображения и может оперативно влиять на процесс расчета в нужном направлении. При таком определении действий проектанта все задачи САПР можно разделить на диалоговые и недиалоговые. К диалоговым задачам относятся главным образом проектно-конструкторские задачи нижних уровней, где чаще всего нужно принимать компромиссные решения, учитывать ограничения и неопределенности, менять тактику поиска лучшего решения. В связи с применением средств отображения при формировании САПР возникают задачи рационального разделения функций между человеком и ЭВМ; приспособления технических средств к особенностям творческой деятельности человека; перестройки структуры мыслительной деятельности в соответствии с возможностями техники и др.

Таким образом, если первоначально ЭВМ использовались для ускорения трудоемких расчетов, а позже для решения сложных комплексных задач на основе сквозных программ, реализуемых по схеме вход — выход, то сейчас применение средств отображения позволило перейти к формированию САПР на основе диалога с ЭВМ с применением многорежимных программ, обеспечивающих промежуточную оценку расчетов и управление процессом счета на стыках режимов (фаз расчета). Формирование информационных банков (базы данных) на основе общей структуры данных, обрабатываемых независимо разными программами, позволило строить древовидные алгоритмы САПР на единой информационной основе. Рассмотрим подробнее структуру и связи в САПР.

Система автоматизированного проектирования КБ представляет собой организационно-техническую систему (ОТС), которая включает в себя объект проектирования, коллективы КБ и техническое обеспечение (рис. 9.4). Техническое обеспечение делят на информационное и программное и технические средства. В техническое обеспечение входят также организационное и методическое

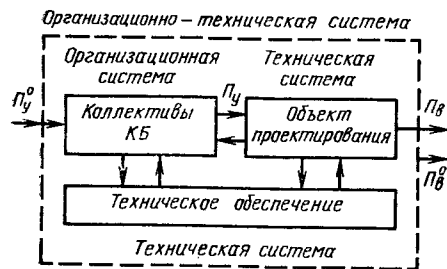


Рис. 9.4. Структура систем автоматизированного проектирования конструкторских бюро

Естественно, организационная структура САПР должна соответствовать структуре КБ. Появление САПР вызвало определенные изменения в составе КБ. Эти изменения зависят от уровня технического обеспечения и степени автоматизации проектно-конструкторских работ. В истории совершенствования организации КБ можно выделить три организационные структуры: первая — соответствовала решению разрозненных проектно-расчетных задач; вторая — автоматизации проектных работ определения ЛТХ ЛА на основе пакетов рабочих и управляющих программ на этапе формирования технических предложений; третья — отвечает автоматизации всего комплекса проектно-конструкторских работ. В первом случае автоматизация работ не требует организационных изменений за исключением ввода вычислительного центра с его подразделениями. Такая структура в значительной мере соответствует традиционной организации КБ. Во втором случае для общего руководства автоматизацией работ выделяется специальное подразделение. Такая структура, с выделением отдела САПР, появилась в некоторых КБ. В третьем случае каждое подразделение КБ в соответствии со своими потребностями непосредственно работает на основе общей базы данных, собственных и единых программной и информационной систем, а также алгоритмов проектно-организационных работ, формируемых в подразделениях общего руководства КБ.

Вторая структура САПР имеет органический недостаток, заключающийся в том, что при ее реализации ответственность за внедрение автоматизации перекладывается на плечи третьих лиц — отдела САПР, не знакомого с конкретными особенностями задач, решаемых пользователями других отделов. Третья структура найдет применение при хорошо развитых подсистемах технического, программного и информационного, а также методического и организационного обеспечения работ КБ в целом. Такая структура неизбежна уже потому, что ответственность за качественное решение проектно-конструкторских задач лежит на основных подразделениях КБ, и любые средства автоматизации проектирования смогут только позволить лучше использовать опыт и талант основных специалистов КБ.

обеспечение. Первое представляет собой руководящие материалы, положения, приказы, квалификационные требования и др. Для методического обеспечения — это документы, в которых изложены методы, способы, математические модели, алгоритмы и другие сведения, обеспечивающие рациональную методологию проектирования.

Комплекс технических средств САПР обеспечивает возможность работы проектантов как в режиме диалога, так и в режиме пакетной обработки заданий. В зависимости от уровня пользователей можно выделить следующие технические средства: для индивидуальных пользователей; для специализированных подразделений; для выполнения работ САПР и АСУ КБ в целом. Технические средства могут быть подразделены на: терминалы, средства обработки, хранения и передачи информации и вспомогательное оборудование.

Терминальное оборудование (терминалы) является средством взаимодействия (обмена информацией) между проектантами и устройствами обработки, хранения и передачи информации, а также передачи команд на выполнение тех или иных заданий. В качестве терминалов ввода, вывода и управления в САПР широко используют графические и алфавитно-цифровые (текстовые) дисплеи, графопостроители, алфавитно-цифровые печатающие устройства (АЦПУ). Эти терминалы не имеют собственных блоков обработки информации. К более сложным терминалам относят автоматизированные рабочие места (АРМ) проектировщиков, имеющие собственный блок обработки информации (процессор).

Средства обработки, хранения и передачи информации (ЭВМ) включают процессоры, средства памяти и связи.

Вспомогательное оборудование обеспечивает нормальное функционирование всей системы (ЭВМ и терминальных средств). Оно включает оборудование энергетическое, ремонтно-диагностическое и обеспечения требуемой внешней среды.

Основой технического обеспечения САПР являются ЭВМ, включающие: средства обработки — процессоры; средства хранения — магнитные носители и средства передачи информации — средства связи (интерфейс). Эти средства не находятся в непосредственном контакте с пользователем, проектант использует ЭВМ с помощью периферийного оборудования. Как отмечалось, в настоящее время вычислительные одно- и многопроцессорные системы строят главным образом на базе ЕС ЭВМ с частичным использованием в качестве терминалов ЭВМ серии СМ.

Так как во многих изданиях приведены подробные характеристики ЭВМ единой системы (ЕС ЭВМ), ограничимся данными табл. 9.1.

ЭВМ серии СМ имеют процессоры производительностью от 200 тыс. до 300 тыс. операций в секунду. Внешнее запоминающее устройство имеет накопители на магнитных дисках (МД) и лентах (МЛ) емкостью соответственно 4,8 Мбайт и 20—40 Мбайт для ЭВМ СМ-3 и СМ-4.

В ряде проектных организаций для формирования САПР используют ЭВМ БЭСМ-6 с периферийным оборудованием от машин серии ЕС. Такое решение основано на большой производительности БЭСМ-6 (порядка 800 тыс. опер/с), значительной оперативной памяти (8192—65536 тридцати разрядных слов), а также

Таблица 9.1

Основные данные ЭВМ единой системы (ЕС ЭВМ)

Характеристики	Модели ЕС ЭВМ			
	ЕС-1010	ЕС-1020	ЕС-1033	ЕС-1040
Среднее быстродействие процессора, тыс. опер/с	10	15—20	200	200—300
Емкость основной оперативной памяти, кбайт	8÷64	64—256	256—1024	512—1024

Продолжение табл. 9.1

Характеристики	Модели ЕС ЭВМ		
	ЕС-1045	ЕС-1050	ЕС-1060
Среднее быстродействие процессора, тыс. опер/с	800—900	500	1200
Емкость основной оперативной памяти, кбайт	1024—4096	256—2048	512—2048

обусловлено возможностью подключения значительного числа внешних устройств (более 40).

В комплект ЕС ЭВМ входят ЭВМ и терминальные средства. ЭВМ включает центральный процессор, мультиплексный канал, селекторный канал, систему связи (интерфейс). В задачу процессора входит осуществление вычислений, мультиплексный канал служит для подключения устройств со сравнительно небольшой скоростью обмена информацией: дисплеев, АЦПУ и др. Селекторный канал предназначен для подключения устройств с высокой скоростью обмена информацией (накопителей на сменных магнитных дисках, магнитных лентах и др.). Терминалы ЕС ЭВМ состоят из устройств ввода и вывода, накопителей информации (МД, МЛ и др.), АЦПУ, дисплеев.

В состав мини-ЭВМ входят процессор, оперативное запоминающее устройство, коммуникации связи и терминалы (дисплей, АЦПУ, графопостроитель и др.).

Существует тенденция объединения ЭВМ — создания многопроцессорных многомашинных вычислительных систем и сетей. Рассмотрим подробнее особенности терминального оборудования.

Дисплей как устройство отображения диалоговой системы состоит из электронно-лучевой трубки (ЭЛТ), устройств ввода информации (клавиатуры, светового пера), коммуникаций связи. Эксплуатационные свойства дисплея определяются разрешающей способностью, размерами поля изображения, яркостью (характеристиками люминофора) и точностью изображения и др. В связи

Таблица 9.2

Область применения графопостроителей, дисплеев и АЦПУ

Виды работ, в которых используют устройства	Основные	Виды устройств		
		Графопостроитель	Дисплей	АЦПУ
		Выполнение чертежей, графиков и схем	Диалог «человек — ЭВМ»	Печатающие
	Дополнительные	Выполнение высокоточных шаблонов для изготовления изделий; проектных чертежей, графиков, схем	Выполнение упрощенных проектных чертежей, графиков, схем, показ динамики процессов	Выполнение простейших графиков, схем

с тем, что световое пятно имеет определенные размеры, в поле изображения экрана различается ограниченное число дискретных позиций. Используемые ЭЛТ обеспечивают точность изображения 0,1—0,5% от ширины экрана, так как при изображении наблюдается заметное дрожание и мелькание. Яркость и контрастность изображения зависит от применяемого люминофора, параметров электросхемы, ЭЛТ и источников питания.

В зависимости от вида выводимой информации дисплеи делят на алфавитно-цифровые и графические. Алфавитно-цифровые дисплеи предназначены главным образом для воспроизведения буквенно-цифровых данных, графические — для отображения графической информации. В зависимости от технических особенностей ЭЛТ и обеспечивающих ее средств различают дисплеи с регенерацией изображения, с запоминающей ЭЛТ, растровые, стереодисплеи, на основе проекционной системы, цветной ЭЛТ и др.

Существует несколько разновидностей комплексов оборудования, обеспечивающих работу дисплеев: с непосредственным подключением к ЭВМ; с подключением через индивидуальное устройство управления, с буферной памятью или групповое устройство управления, имеющее общую буферную память; с подключением через спутниковые ЭВМ и др. В первом случае функции по хранению информации и управлению дисплеем возлагаются на ЭВМ, во втором случае каждый дисплей, подключенный к ЭВМ, имеет собственное устройство управления и блок буферной памяти, равной емкости экрана. Основные функции управления им осуществляет автономное устройство управления. В третьем случае несколько дисплеев подключается к буферной памяти и устройству управления, в четвертом эти функции выполняют спутниковые ЭВМ. Применение той или иной систем зависит от задачи и конкретных возможностей реализации.

Графопостроители, дисплеи и другие периферийные устройства обеспечивают процесс подготовки и выпуск различного рода вы-

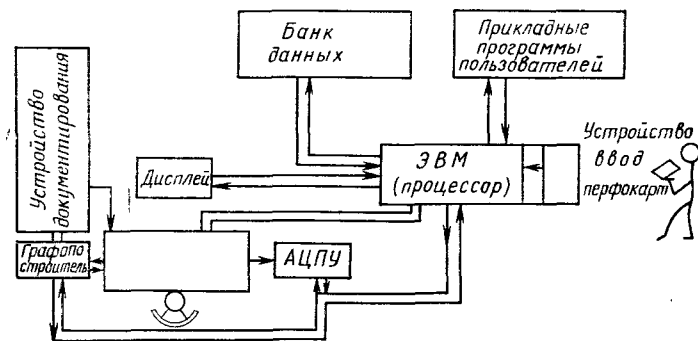


Рис. 9.5. Схема взаимодействия человек — ЭВМ в автоматизированных рабочих местах

ходной графической документации. Область применения графопостроителей, дисплеев и АЦПУ приведена в табл. 9.2.

Графопостроитель представляет собой устройство вывода графической и текстовой информации на бумажных носителях. Эксплуатация графопостроителя может вестись в автономном режиме и совместно с ЭВМ. В первом случае имеется считывающее устройство, во втором — графопостроитель подключен к ЭВМ и через один из ее каналов работает под управлением программы пользователя.

Автоматизированное рабочее место (АРМ) предназначено для эффективного взаимодействия пользователей с вычислительной системой. В зависимости от задач меняется состав АРМ. В настоящее время используется два типа АРМ: для проведения работ конструктором радиоэлектронной аппаратуры (АРМ-Р) и изделий машиностроения (АРМ-М). Оба комплекта АРМ построены на базе малых ЭВМ типа СМ и включают в себя набор внешних устройств. Так, в состав АРМ входят СМ-3 с оперативно-запоминающим устройством, устройством ввода с перфокарт и перфокарт, вывода на перфокарты; накопители на магнитном диске и ленте; алфавитно-цифровые и графические дисплеи; графопостроитель рулонного типа (АП-7252); кодировщик графической информации, АЦПУ. Техническое обеспечение АРМ расширяет возможности автоматизации ряда задач конструирования ЛА. Схема взаимодействия человек — ЭВМ в АРМ приведена на рис. 9.5.

Под программным обеспечением САПР будем понимать совокупность программ, обеспечивающих обработку информации и использование технического оборудования с целью выполнения проектных задач. Все средства, входящие в состав программного обеспечения (ПО), делят на стандартные и нестандартные.

Стандартное программное обеспечение включает в себя программные средства, поставляемые вместе с ЭВМ и обеспечивающие функционирование комплекса технических средств САПР, а также общее управление вычислительным процессом. В состав стандартного ПО САПР, построенного на базе ЕС ЭВМ, входят програм-

мы, обеспечивающие разработку и отладку программ пользователей; операционные системы; трансляторы с процедурно-ориентированных языков ФОРТРАН, PL-1 и машинно-ориентированного — АССЕМБЛЕР (редактора связи); программа обеспечивающая построение загрузочных модулей; программы обслуживания (УТИЛИТЫ); пакеты программ для проведения стандартных вычислений; программы, позволяющие вводить задания с удаленных терминалов и др.

К нестандартному программному обеспечению относят пакеты прикладных программ (ППП), отражающих специфику проектируемых объектов; системы управления пакетами программ (СУППП); базу данных и систему управления базой данных (СУБД). Заметим, что средства управления базой данных (СУБД) имеются и в составе стандартного обеспечения, например СУБД «Ока». Однако, как правило, они сложны для использования. В связи с этим обычно используют более доступные средства — нестандартные.

Пакетом программ называют комплекс программ со всей необходимой для эксплуатации документацией, предназначенной для решения задач определенного класса, например, поиска экстремума функции одной и многих переменных, расчета конструкции ЛА на прочность и др. Программы, составляющие тело (комплект) пакета, разрабатываются по единым требованиям с учетом возможности свободного пополнения для решения присущих пакету задач. Каждой подзадаче в пакете программ пользователей соответствует одна или группа программ, например, SUBROUTINE ФОРТРАН. С точки зрения использования программные единицы пакета представляют либо объектовые модули (результат трансляции с языка программирования), либо загрузочные (обработанные редактором связи). Принято называть пакет, содержащий только загрузочные модули, пакетом модульного типа, а содержащие объектовые и загрузочные, — немодульного типа.

Различают несколько видов организации пакетов программ: библиотечную, блочную (в виде системы программирования) и системную.

Примером пакетов с библиотечной организацией являются библиотеки стандартных программ. Обращение к ним осуществляется с помощью программ пользователя.

При блочной организации пакета задача пользователя решается не одной, а несколькими программами пакета — комплексом программ. Каждый комплекс решает свою определенную задачу. При блочной организации пакета программы, входящие в определенный комплекс, жестко связаны между собой информационными и управляющими связями, которые запрограммированы заранее. Каждая программа в таком пакете не является свободной, а входит в один или несколько комплексов.

В случае организации пакета по системному принципу в отличие от блочного последовательность выполнения операций заранее не определена. Для решения задачи с использованием системных

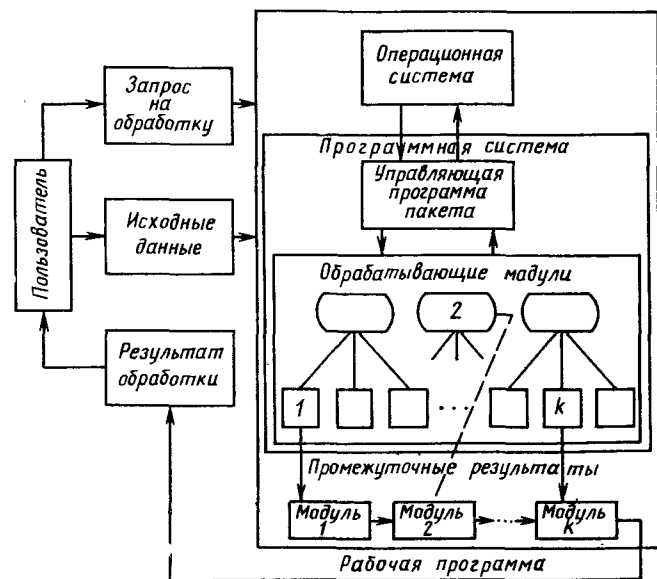


Рис. 9.6. Структура обеспечивающей части пакета прикладных программ

прикладных и обеспечивающих программ между модулями пакета организуется связь как по управлению, так и по информации. При реализации системы программного обеспечения программы образуют многоуровневый граф предметной области, определяющий иерархию основных, главных и частных задач САПР, для решения которых пакет предназначен. Системная (обеспечивающая) часть пакета включает обрабатывающую программу, строящую последовательность работы модулей пакета на основе задания дерева или графа предметной области. Она организует вычисления по рабочей программе (рис. 9.6). В связи с тем, что блочная и тем более библиотечная организация не обладает достаточной гибкостью, в настоящее время наиболее перспективной является организация пакета в виде программной системы.

Пакеты прикладных программ делят на методо- и проблемно-ориентированные. В первом случае в состав пакетов входят программы, формирующие решение задач различных классов. Во втором случае программы реализуют наиболее распространенные алгоритмы пользователей по определенным проблемам (планирования, экономическим расчетам и др.). По мере автоматизации вычислительных процессов растет ориентация на проблемно-ориентированные программы по сравнению с методо-ориентированными. В структуре программ пользователей в зависимости от сфер применения можно выделить пакеты общего проектирования (установления облика и ЛТХ); проектно-конструкторский (проектирования отсеков, агрегатов, узлов и деталей); информационный; чер-

тежный (вычерчивания чертежей); формирования технической документации; организации и планирования работы проектантов; пакеты программ по баллистике, прочности, надежности и другим дисциплинам.

К программному обеспечению САПР предъявляют требования универсальности базовых программных средств; автоматизации процесса формирования управляющих программ; многорежимного и многоразового использования программных средств; возможности обслуживания терминальных устройств в режиме диалога и пакетной обработки; возможности удаленной пакетной обработки с разделением времени; наличия развитых подсистем программирования; малого времени трансляции и высокой эффективности программ; простоты общения с ЭВМ и быстрого поиска информации; возможности работы с большими массивами данных; возможности управления ходом решения задач; оперативного обмена информацией, в том числе и графической и др.

Система управления пакетом программ пользователей (СУ ППП) в САПР предназначена для формирования из модулей вычислительных процедур, соответствующих алгоритму проектных расчетов. СУ ППП представляет собой комплекс средств, обеспечивающих взаимодействие ППП со средствами стандартного обеспечения. В СУ ППП входят управляющие программы пакета, входной язык пакета и транслятор с него, набор обслуживающих программ. Наличие СУ ППП характерно для пакетов модульного и немодульного типов. Простейшим примером СУ ППП является вызывающая (управляющая) программа. В ее функции входит вызов программы, имя которой задано проектантом из пакета модульного типа, выдача на экран дисплея наименования входных параметров модуля, значения которых должен задать проектант; передача модулю управления и выдача на экран результатов счета. Наименования входных и выходных данных хранятся в библиотеке паспортов или выдаются на экран самими программами. Когда исходные данные записаны в базу данных (библиотеку, банк и др.), то проектантом они вызываются через СУ ППП. В более сложных задачах из модулей формируется многосвязный граф предметной области, объединяющий модули по входам и выходам. Естественно, модули графа, выполняющие одну и ту же задачу, например определения массы, должны быть помечены. В таком алгоритме, построенном на основе анализа входа и выхода, формирование управляющей программы осуществляется на основе логических операций, когда ЭВМ автоматически выделяет из графа те модули, которые обеспечивают решение задачи. Выделенная цепочка модулей представляет нужную программу для решения задачи. Далее следует счет и выдача результатов решения. В случае недостаточности исходных данных ЭВМ предлагает ввести дополнительные. Такая система является эффективной при ограниченном числе модулей, но когда их сотни, может быть применена система, использующая дерево задач. В данном случае исследователь в диалоговом режиме вызывает основную програм-

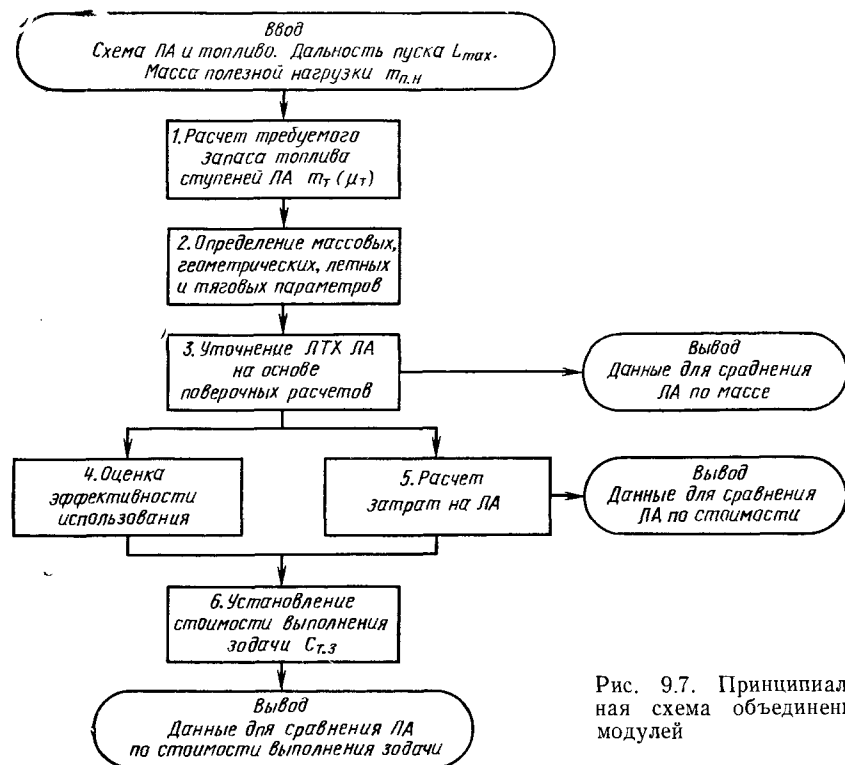


Рис. 9.7. Принципиальная схема объединения модулей

му, определяющую состав (граф), модулей, и с помощью так называемой системы «Меню» на основе диалога вводит нужные команды. Принципиальная схема объединения модулей по входу и выходу для такой системы приведена на рис. 9.7. Здесь диалог допускает следующие варианты решения задачи: с начала до конца — от L_{max} и $m_{п.н}$ до $C_{т.з}$, включая операции 1—2—3—4—5—6; от начала до массы включая операции 1—2—3; и др. Процесс решения содержит следующие, повторяющиеся в циклах действия: ввод модулей; ввод или вызов управляющей программы; выдачу команды на счет; анализ счета и его изменение; команду на вывод (выдачу документов на АЦПУ и графопостроителе).

База данных и система управления базой данных представляют собой комплекс средств, позволяющих обрабатывать сложные запросы и осуществлять обработку информации разными пакетами прикладных программ. База данных (банк данных) является элементом информационного обеспечения, она содержит информацию справочного и архивного характера, необходимую проектанту для выполнения проекта ЛА. Система управления базой данных обеспечивает связь между пакетами прикладных программ и информационным обеспечением. Базу данных делят на постоянную и переменную. Постоянная часть БД содержит неизменяемую исходную

информацию: физические константы, данные по прототипам и др. Переменная часть БД содержит информацию, являющуюся результатом работы одних программ и в то же время используемую другими программами в качестве исходной. Для управления базой данных применяются языки описания, регламентирующие правила обращения с данными; язык вопросов, устанавливающий особенности доступа из программ в пакетном режиме или режиме диалога; язык манипулирования данными, с помощью которого производится ввод, замена, удаление и другие операции. В состав средств, обеспечивающих функционирование СУ БД, входят трансляторы с входного языка, исполнительные модули, диалоговые программы. Связь расчетных модулей в БД осуществляется путем использования специальных программ.

Остановимся подробнее на наиболее ответственной задаче в САПР, связанной с формированием программного и информационного обеспечения. Как уже отмечалось, программное обеспечение при проектировании ЛА строится на основе независимых простых и сложных модулей, представляющих собой «кирпичики» здания программного обеспечения. Принцип модульности в определенной мере распространяется и на управляющие программы нижнего уровня и сочетается с принципом многоуровневости программ. Многоуровневость программ определяется иерархической структурой проектно-конструкторских задач и итерационным характером процесса проектирования, когда пользователи активно действуют на всех уровнях проектных подразделений по схеме «человек — ЭВМ — человек», формируя документацию (информацию) по проекту, готовят и принимают решение по частным и общим задачам проекта. Одновременно на всех уровнях программ соблюдается требование приоритета проектанта, проявляющееся в обеспечении доступа к информации с целью принятия решения и ввода новых данных в расчетные программы. В случае применения дисплеев такой режим работы проектанта иногда называют интерактивным (активным внутри программной системы). Приоритет проектанта проявляется и при реализации принципа многорежимности работы управляющих программ.

Под информацией, обеспечивающей процесс проектирования, обычно понимается совокупность документов любой природы, циркулирующих на различных уровнях проектно-конструкторских работ. Автоматизация процесса проектирования дает возможность организовать единый централизованный контроль всех информационных потоков внутри КБ и обеспечить надежную защиту и целостность информации. Информационное обеспечение (ИО) является одной из важнейших составных частей САПР. В развитых САПР информационное обеспечение представляет собой информационную систему. Информационная система (ИС) САПР в отличие от ИС общего назначения должна удовлетворять целому ряду особых требований, обусловленных характером процесса проектирования и сложностью информационных связей КБ. В связи с этим ни одна из ИС общего назначения не может использоваться в

САПР КБ, так как они предназначены в основном для хранения данных, а не для организации обработки информации.

К основным задачам ИС САПР можно отнести следующие:

1) обеспечение процесса проектирования данными, формируемыми на основе внешних информационных потоков (технической документации, периодических изданий и др.);

2) прогнозирование значений параметров вычислительных моделей и статистических данных с определенной вероятностью к сроку реализации проекта;

3) обеспечение и обмен информацией между пользователями;

4) обеспечение защиты информации от несанкционированного доступа или злонамеренного искажения и др.

Состав и организация ИС САПР определяется особенностями работы с информацией и задачами, стоящими перед системой. Здесь важное место имеет автоматизация процессов сбора, хранения, поиска и оценки достоверности информации. Организационно ИС САПР состоит из подсистем: информационно-поисковой (ИПС), системы прогноза, банка данных, языковой системы. Основная задача ИПС заключается в обеспечении пользователей оперативной справочной информацией по проекту, хранящейся в виде книг, справочников, документов, микрофильмов и др. Она представляет собой сложную техническую систему, формируемую на основе периферийных средств машинного комплекса, архивов, библиотек, обеспечивающую автоматизированную обработку, выдачу и хранение справочной документации. Наличие ИПС в САПР необходимо в связи с тем, что не всегда целесообразен перенос информации с немашинных носителей на машинные. Для создания ИПС в САПР может быть использован опыт их применения как самостоятельных систем, но при этом целесообразна реализация сервисных программ и оргтехники для обеспечения работы пользователей и доставки документации на рабочее место, что, естественно, требует ввода мощных технических средств связи.

Банк данных или база данных (БД), как отмечалось выше, служит для обновления и хранения данных в формализованном виде, преобразования, защиты целостности, поиска и извлечения информации. Важнейшее значение для работы БД имеет организация хранения информации — выбор способа размещения на носителях, обеспечивающих быстрый поиск информации, а следовательно, и эффективность работы системы. Организационно в БД входят: архивные данные, описания, система управляющих программ, подсистемы ввода и модификации данных и другие элементы. В архивные данные входят справочная информация и каталоги, они хранятся на машинных носителях. Система управляющих программ обеспечивает связь пользователей с БД, обработку запросов, их коррекцию, обмен между архивом и рабочей областью пользователей и др. В связи с нарастанием объемов информации в процессе проектирования большое значение приобретает подсистема сбора, обработки и преобразования информации. В системе языков ИС САПР используются языки различных уровней.

Процесс выдачи пользователям справочной информации из ИС САПР происходит в следующем порядке: 1) пользователь составляет запрос на информационно-поисковом языке (ИПЯ); 2) управляющая программа системы формирует необходимую для выполнения запроса программу или группу программ проблемного пользователя; 3) управление передается вызванной рабочей программе, которая вызывает данные в рабочую область и обрабатывает их, а затем засылает обратно или выдает справку.

Более подробно вопросы решения конкретных задач автоматизации проектирования рассматриваются в работах [50, 31, 32] и др.

Межконтинентальные баллистические ракеты (МБР)

Длина ракеты, м	18	22,2	9,5	10,4	10,5	26,2	31—33	17,05	18,25	21,47	10,3
Наибольшие диаметры РБ, м:											
d_1	2,7	2,7	1,37	1,9	1,0	3,0	3,0	1,7	1,7	2,337	1,9
d_2	—	—	1,37	1,9	1,0	3,0	3,0	1,1	1,1	2,337	1,9
d_3	—	—	—	—	—	—	—	0,9	1,1	2,337	5,5
Относительная длина ракеты λ	7,0	8,6	6,9	5,5	10,5	8,7	10,5	9,6	10,7	9,5	5,5
Нагрузка на мидель $P_{м1}$, Па	$67,7 \times 10^3$	$93,2 \times 10^3$	$107 \cdot 10^3$	$112 \cdot 10^3$	$90,2 \cdot 10^3$	$163 \cdot 10^3$	$137 \cdot 10^3$	$127 \cdot 10^3$	$151 \cdot 10^3$	$198 \cdot 10^3$	$112 \cdot 10^3$
Давление на срезе сопла, кПа											
$p_{с1}$	—	—	—	—	—	—	58,8	68,8	—	—	—
$p_{с2}$	—	—	—	—	—	—	19,6	22,6	—	—	—
$p_{с3}$	—	—	—	—	—	—	—	13,7	—	—	—
Давление в камере сгорания, кПа:											
$p_{к1}$	3432	3952	6178	—	—	3923	5590	4805	—	—	—
$p_{к2}$	—	—	—	—	—	3923	6806	3432	—	—	—
$p_{к3}$	—	—	—	—	—	—	—	3432	—	—	—
Стартовые перегрузки ступеней											
n_{01}	1,36	1,38	1,6	—	3	1,6	1,3	2,56	—	—	—
n_{02}	—	—	—	—	—	—	1,43	3,23	—	—	—
n_{03}	—	—	—	—	—	—	—	5	—	—	—
Тяга, кН:											
I ступени на земле (в пустоте)	—	667 (750)	—	—	—	1332	1912 (2256)	—	—	—	—
II ступени в пустоте	—	—	—	—	—	265	445	—	—	—	—
III ступени в пустоте	—	—	—	—	—	—	—	229	—	—	—

Продолжение табл. 1

Основные характеристики	БР среднего радиуса действий (БРСД)					Межконтинентальные баллистические ракеты (МБР)				
	«Юпитер»	«Тор»	«Полярис А-3»	«Посейдон С-3»	«Першинг II»	«Атлас-Е»	«Титан-2»	«Минитмен IB»	«Минитмен 3»	«Трайдент-1»
Удельный импульс, с:	—	300	—	—	—	250 (280)	270 (318)	—	—	—
I ступени на земле (в пустоте)	—	—	—	—	—	280	316	—	—	—
II ступени в пустоте	2800	2800	4600	5000	2500	10200	16000	10000	10000	7400—7800
Максимальная дальность стрельбы, км	—	—	1000	400—700	25	—	2500	1600	180	460
Круговое вероятное отклонение, м	Моноблочная	Моноблочная	Моноблочная или разделяющаяся	Разделяющаяся	Моноблочная или разделяющаяся	Моноблочная	Моноблочная	Моноблочная	Моноблочная	Разделяющаяся с независимым наведением
Боевая часть:	—	1500	1000	(10—14) × 50	400	3000	4000—10000	600—1500	3 × 350	8 × 100
Тип	Наземная пусковая установка	Атомная подводная лодка	Атомная подводная лодка	Атомная подводная лодка	Подвижное пусковое устройство	Наземное пусковое устройство	Шахта	Шахта	10—20 шахт на одну ракету или шахта ракет «Минитмен»	Атомная подводная лодка
Тротиловый эквивалент, кг	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
Способ базирования	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—

Таблица 2

Ракеты-носители

Основные характеристики	«Восток»	«Молния»	«Союз»	«Тор-Дельта»	«Атлас-Аджена»	«Титан-IIIС»	«Сатурн-IB»	«Сатурн-V»	«Космический челнок»
Тип двигателя	ЖРД	ЖРД	ЖРД	ЖРД РДТТ	ЖРД	РДТТ ЖРД	ЖРД	ЖРД	РДТТ ЖРД
Число ступеней	3	4	3	3	2	4	2	3	2
Стартовая масса M_{0n} , т	287	306	317	55,4	128,2	645	570	2930	2019
Суммарная масса топлива, т	258	279	275	—	—	540,5	522	2698	1709
Масса топлива по ступеням, т	—	—	—	—	—	—	—	—	—
$m_{т1}$	Боковых блоков 155—160	Боковых блоков 155—160	Боковых блоков 155—160	45	112	2 × 192	415	2150	2 × 501
$m_{т2}$	Центральный блок 90—95	Центральный блок 90—95	Центральный блок 90—95	4,76	6,15	115	107	443	706
$m_{т3}$	5—6	—	—	0,272	—	31,1	—	105	—
$m_{т4}$	—	—	—	—	—	10,4	—	—	—
Масса конструкции ракетных блоков, т:	Боковых блоков 15	Боковых блоков 15	Боковых блоков 15	3,6	6,0	2 × 40	40	131	2 × 81,9
I ступени	Центральный блок 6	Центральный блок 6	Центральный блок 6	1,43	0,77	6,6	13	36,2	32,8
II ступени	2	—	—	0,03	—	2,5	—	13,3	68 (орбитальный самолет)
III ступени	—	—	—	—	—	2,2	—	—	—
IV ступени	—	—	—	—	—	—	—	2000	—
Масса приборов управления, кг	—	—	—	—	—	—	—	—	—

Продолжение табл. 2

Основные характеристики	«Восток»	«Молния»	«Союз»	«Тор-Дельта»	«Атлас-Аджена»	«Титан-IIIС»	«Сатурн-IV»	«Сатурн-V»	«Космический челнок»
Масса, выводимая на базовую орбиту, т	—	—	—	—	—	—	—	137	114
Параметры базовой орбиты:									
H_{π} , км	181	381	180	540	550	300	150	190	490
H_{α} , км	237	39987	330	540	550	300	150	190	490
i , град	65°6'	65°5'	65°5'	—	—	—	28°30'	28°30'	28°30'
Масса полезной нагрузки, выводимая на базовую орбиту (без последнего блока РН), кг	4725	3000	6800	400	2700	11500	18000	—	14000—29500
Длина ракеты, м	38,4	42,0	49,3	32	32	37,9	68,26	111	55,6
Наибольшие диаметры РБ, м:									
d_1	Боковых блоков			2,44	3,05	3,05	6,60	10,06	3,62
d_2	Центрального блока			0,84	1,5	3,05	6,60	10,06	8,407
d_3	2,66			0,46	—	3,05	—	6,60	—
d_4	—			—	—	3,05	—	—	—
Относительная длина ракеты λ	Бокового блока			—	—	8,5	—	—	12
	Центрального блока			13	10	12,5	10	11	5,7
Нагрузка на мидель $p_{\text{мт}}$, Па	$108 \cdot 10^3$	$116 \cdot 10^3$	$120 \cdot 10^3$	$85,3 \cdot 10^3$	$163 \cdot 10^3$	—	$125 \cdot 10^3$	$265 \cdot 10^3$	—

Продолжение табл. 2

Основные характеристики	«Восток»	«Молния»	«Союз»	«Тор-Дельта»	«Атлас-Аджена»	«Титан-IIIС»	«Сатурн-IV»	«Сатурн-V»	«Космический челнок»
Давление на срезе сопла, кПа:									
p_{a1}	49	49	49	—	—	68,6	68,6	68,6	ЖРД — 17,7
p_{a2}	42,5	42,5	42,5	19,6	—	19,6	14,7	14,7	—
Давление в камере сгорания, кПа:									
$p_{\text{к1}}$	5884	5884	5884	—	3923	4021	6178	6767	6570
$p_{\text{к2}}$	5099	5099	5099	—	1373	5296	5492	5394	ЖРД — 20594
$p_{\text{к3}}$	—	—	—	—	—	5590	—	5394	—
Стартовые перегрузки ступеней:									
n_1	1,42	1,34	1,3	—	—	1,26	1,28	1,2	1,5
n_2	1,23	1,0	0,9	—	—	1,2	0,765	0,7	0,9
n_3	0,8	1,0	1,0	—	—	0,78	—	0,4	—
Тяга, кН:									
I ступени на земле (в пустоте)	4001	4001	4001	667 (765)	1721	10199	7296	33833	2×11797
II ступени в пустоте	932	941	941	34,7	71,1	2314	902	5099	—
III ступени в пустоте	54,9	304	304	24,9	—	446	—	907	ЖРД 3×1117 (2089)

Основные характеристики	«Восток»	«Молния»	«Союз»	«Тор-Дельта»	«Атлас-Аджена»	«Титан-III C»	«Сатурн-IB»	«Сатурн-V»	«Космический челнок»
IV ступени в пустоте Удельный импульс, с:	—	68,6	—	—	—	71,2	—	—	—
I ступени на земле (в пустоте)	254	254	254	250 (284)	255 (279)	248	263 (296)	265 (304)	254 (ЖРД — 363) 455
II ступени в пустоте	310	312	312	315	290	318	420	425	—
III ступени в пустоте	326	330	330	254	—	314	—	430	—
IV ступени в пустоте	—	335	—	—	—	316	—	—	—
Масса двигателей по ступеням, т:	Боковые блоки 4×1,2				—	—	5,1	42	ЖРД — 3×3
$m_{д. у1}$	Центральный блок 1,3				—	—	1,6	7,8 1,5	РБ (ГТ)
$m_{д. у2}$	На всех ступенях O ₂				I ступень RP-1/O ₂		I ступень O ₂ /RP-T		ЖРД — O ₂ /H ₂
$m_{д. у3}$	и углеводородное горючее				II ступень HDMI/азотная кислота		II ступень O ₂ /H ₂		ЖРД — O ₂ /H ₂
Топливо по ступеням					III ступень твердое топливо (ГТ)		II и III ступени		

2. ПРОГРАММА ПРОЕКТНО-ПОВЕРОЧНОГО РАСЧЕТА ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК БАЛЛИСТИЧЕСКИХ РАКЕТ И РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

1. Общие характеристики программного обеспечения

Программное обеспечение предназначено для расчета летно-технических, проектных и стоимостных характеристик летательного аппарата. Могут рассматриваться ракеты-носители и баллистические ракеты с числом ступеней от 1 до 4. В виде отдельных модулей могут добавляться программы расчета различных критериев оптимизации, что позволяет получать совокупность качеств рассматриваемого летательного аппарата.

Учитываемые ограничения.

По максимальному скоростному напору q_{\max} .

По скоростному напору при разделении ступеней $q_{\max}^{\text{разд}}$.

По максимальной осевой перегрузке n_x^{\max} .

Ограничение по $q_{\max}^{\text{разд}}$ выдерживается путем введения пассивного участка полета между ступенями.

Язык программирования — ФОРТРАН-4. Программа реализована в системе РАФОС СМ и не использует никаких специализированных библиотек в составе операционной системы.

2. Спецификация идентификаторов

Входные параметры

Идентификатор	Обозначение	Размерность	Содержание	Тип переменной
1	2	3	4	5
NN	$N_{ст}$	—	Число ступеней	Integer
J1	—	—	Управляющий параметр	»
AN04	n_{04}	—	Стартовая перегрузка ступеней	Real
M01	$\mu_{к1}$	—	Относительная конечная масса ступеней	»
M02	$\mu_{к2}$	—	То же	»
M03	$\mu_{к3}$	—	»	»
ALD	L	км	Дальность стрельбы для БР	»
AT1	$a_{т. 01}$	—	Относительная масса топливных отсеков	»
AT2	$a_{т. 02}$	—	То же	»
AT3	$a_{т. 03}$	—	»	»
AT4	$a_{т. 04}$	—	»	»
GAD1	$\gamma_{д. у1}$	—	Относительная масса двигательных установок ступеней	»
GAD2	$\gamma_{д. у2}$	—	То же	»
GAD3	$\gamma_{д. у3}$	—	»	»
GAD4	$\gamma_{д. у4}$	—	»	»
ACC1	$a_{с. с1}$	—	Относительная масса системы спасения блоков	»
ACC2	$a_{с. с2}$	—	То же	»
ACC3	$a_{с. с3}$	—	»	»
ACC4	$a_{с. с4}$	—	»	»

Идентификатор	Обозначение	Размерность	Содержание	Тип переменной
1	2	3	4	5
АСУ1	$a_{c. y1}$	—	Относительная масса системы управления по ступеням	Real
АСУ2	$a_{c. y2}$	—	То же (J_1 расчет БР, J_2 расчет РН)	»
PM	P_m	кг/м ²	Нагрузка на мидель	»
HA	H_a	м	Высота апогея	»
HK	H_k	м	Высота перигея	»
NAK	i	градус	Наклонение орбиты	»
CX0	$c_{x a 1}$	—	Коэффициенты лобового сопротивления при M=0; 1; 5	»
CX1	$c_{x a 1}$	—	То же	»
CX5	$c_{x a 5}$	—	»	»
PY01	$p_{y d 01}$	с	Стартовая удельная тяга ступеней (земная)	»
PY02	$p_{y d 02}$	с	То же	»
PY03	$p_{y d 03}$	с	»	»
PY04	$p_{y d 04}$	с	»	»
PYP1	$p_{y d p 1}$	с	Удельная пустотная тяга ступеней	»
PYP2	$p_{y d p 2}$	с	То же	»
PYP3	$p_{y d p 3}$	с	»	»
PYP4	$p_{y d p 4}$	с	»	»
AN01	n_{01}	—	Стартовая перегрузка ступеней	»
AN02	n_{02}	—	То же	»
AN03	n_{03}	—	»	»
АСУ3	$a_{c. y3}$	—	Относительная масса системы управления по ступеням	»
АСУ4	$a_{c. y4}$	—	То же	»
AC1	$\alpha_{\sigma 1}$	—	Относительная масса прочих элементов по ступеням	»
AC2	$\alpha_{\sigma 2}$	—	То же	»
AC3	$\alpha_{\sigma 3}$	—	»	»
AC4	$\alpha_{\sigma 4}$	—	»	»
AKC1	$k_{c 1}$	—	Признак спасения топливного отсека и прочих элементов блоков (АСК-1 — спасается, АСК-0 — нет)	»
AKC2	$k_{c 2}$	—	»	»
AKC3	$k_{c 3}$	—	»	»
AKC4	$k_{c 4}$	—	»	»
AM1	m_1	—	Кратность использования блоков	»
AM2	m_2	—	То же	»
AM3	m_3	—	»	»
AM4	m_4	—	»	»

Идентификатор	Обозначение	Размерность	Содержание	Тип переменной
1	2	3	4	5
Выходные параметры				
T	t	с	Текущее полетное время	Real
VA	Δv_a	м/с	Аэродинамические потери скорости	»
VG	Δv_g	м/с	Гравитационные потери скорости	»
VP	Δv_p	м/с	Потери скорости на статическое противодавление	»
TETA	θ	градус	Текущий угол наклона вектора скорости к местному горизонту	»
MV	μ	—	Текущая относительная масса ступени	»
H	H	км	Текущая высота полета	»
L	l	км	Текущая дальность полета	»
Q	q	кг/м ²	Текущее значение скоростного напора	»
NX	n_x	—	Значение осевой перегрузки	»
AM	M	—	Число Маха	»
ALFA	α	градус	Угол атаки	»
CX	$c_{x a}$	—	Текущее значение коэффициента лобового сопротивления	»
DK	K_g	—	Коэффициент дросселирования тяги	»
FIST	$\dot{\theta}$	градус	»	»
FIO	θ_0	градус	Параметры программы угла тангажа	»
MP	$\mu_{п. п}$	—	Относительная масса полезного груза	»
ST	$c_{уд пуск}$	—	Удельные затраты на пуск	»

3. Список наименований используемых подпрограмм

Для расчета активного участка траектории применяются подпрограммы:

- AV1R — задания начальных условий для I ступени БР или РН.
- AV2R — задания начальных условий для последующих ступеней РН.
- AV2RR — задания начальных условий для последующих ступеней БР.
- PU1 — задания начальных условий для пассивного полета отделяемого РБ I ступени
- PTSCH1 — расчета правых частей уравнений движения I ступени
- PTSCH2 — расчета правых частей уравнений движения последующих ступеней
- FW1 — краевых условий для I ступени
- FW2 — краевых условий для последующих ступеней
- FW11 — краевых условий окончания пассивного полета
- RMPG — расчета относительной массы полезной нагрузки
- ST — расчета отношения массы конструкции к массе полезной нагрузки
- RR — численного интегрирования уравнений движения методом Рунге-Кутты
- BI — решения системы двух алгебраических уравнений
- FK — приближенного определения коэффициента лобового сопротивления
- ATM — приближенного определения параметров стандартной атмосферы
- PE1 — печати текущих параметров траектории движения I ступени
- PE11 — печати текущих параметров траектории движения на пассивном участке
- PE2 — печати текущих параметров траектории движения последующих ступеней.

4. Выполнение программы осуществляется после подачи команды монитору:

·R FNA

5. Текст используемых подпрограмм

Программа FNA

DIMENSION N(60),Y(30),Y1(30),X(2),Z(2),T(2),HK1(2)

DIMENSION S1(60),S(60),SHA(3),AKZ(3),N11(3),N10(3),ZAP(3)

DIMENSION X12(2),Z12(2),T12(2),H12(2)

COMMON/TE/TEKK

COMMON/N/NN

COMMON/AM/AMK1,AMK2,AMK3,AMK4

COMMON/PG/AMP1,AMP2,AMP3,AMP4,AMP5

COMMON/C/VK

COMMON/F/F10,F11

COMMON/BR/J1

COMMON/KK/KK

COMMON/B/ALAM1,ALAM2,ALAM3,ALAM4

COMMON/AL/AL

COMMON/PET/J11

COMMON/DAN/VK1,H1,AL1

COMMON/Z/Y

COMMON/MAXQ/QMAX

COMMON/RQ/QRAZ

COMMON/OGN/ANXM

COMMON/OGQ/QOGR

COMMON/DA/VK2,H2,AL2,VK3,H3,AL3,VK4,H4,AL4

COMMON/S/ACW

COMMON/BA/ATET

COMMON T11,TETK,PH,HA,HK,NAK,CX0,CX1,CX5,PY01,PYP1,

#AN01,ZHU1,AT1,GAD1,AC1,ACY1,ACC1,AKC1,AM1,AKR1,PY02,

#PYP2,AN02,AT2,GAD2,AC2,ACY2,ACC2,AKC2,AM2,AKR2,ZHU2,

#PY03,PYP3,AN03,AT3,GAD3,AC3,ACY3,ACC3,AKC3,AM3,AKR3,ZHU3,

#PY04,PYP4,AN04,AT4,GAD4,AC4,ACY4,ACC4,AKC4,AM4,AKR4,ALD,

#FIK1,FIK2,FIK3

COMMON/Q/Q,ANX,AM,ALFA,CX

EQUIVALENCE(T11,D(1))

Продолжение программы FNA

граммы:

AVII
AV2I
AV2RF
PUI

PTSCHI
PTSCH2

FW1
FW2
FW11
RMPG
ST
RR

BI
FK

ATM
PE1 -
PE11 -
PE2 -

4
M

```
DATA 31.5, 20, 10000, 200000, 50000, 51.7, 2, 5, 3, 250,
#275, 1.5, 3, .05, 0, .05, 0, 0, 0, 1, .05, 250, 275, 1,
#.05, 0, .05, 0, 0, 0, 1, .05, 5, 415, 460, .8, .03, .014,
#.02, .01, 2, 0, 1, .05, 5, 415, 460, .8, .03, .014, .02, .01, 2,
#0, 1, .05, 1300, 0, 0, 0, 0,
DATA S/'T11 ', 'TETK', 'PH ', 'HA ', 'HK ', 'HAK ',
#'CX0 ', 'CX1 ', 'CX5 ', 'PY01', 'PYP1', 'AN01', 'ZMU1',
#'AT1 ', 'GAD1', 'AC1 ', 'ACY1', 'ACC1', 'AKC1', 'AM1 ',
#'AKR1', 'PY02', 'PYP2', 'AN02', 'AT2 ', 'GAD2',
#'AC2 ', 'ACY2', 'ACC2', 'AKC2', 'AM2 ', 'AKR2', 'ZMU2', 'PY03',
#'PYP3', 'AN03', 'AT3 ', 'GAD3', 'AC3 ', 'ACY3',
#'ACC3', 'AKC3', 'AM3 ', 'AKR3', 'ZMU3', 'PY04', 'PYP4', 'AN04',
#'AT4 ', 'GAD4', 'AC4 ', 'ACY4', 'ACC4', 'AKC4',
#'AM4 ', 'AKR4', 'L ', 'FIK1', 'FIK2', 'FIK3',
834 FORMAT(3X, F6.0, X, F4.1, X, F4.0, X, F4.2, X, F6.4, X, F6.2, X,
#F6.2, X, F6.3, X, F4.0, X, F4.2, X, F6.4, X, F7.2, X, F6.2, X, F6.3, X,
#F4.0, X, F4.2, X, F6.4, X, F7.2, X, F6.2, X, F6.4, /, X, F4.0, X, F4.2, X,
#F6.4, X, F7.2, X, F6.2, X, F6.4, X, F4.1, X, F6.0, X, F5.0, X, F8.5, X, F7.4)
835 FORMAT(5X, F4.0, X, F4.1, X, F4.0, X, F4.2, X, F6.4, X, F6.2, X,
#F6.2, X, F6.3, X, F4.0, X, F4.2, X, F6.4, X, F7.2, X, F6.2, X, F6.3, X,
#F4.0, X, F4.2, X, F6.4, X, F7.2, X, F6.2, X, F6.4, /, X, F4.0, X, F4.2, X,
#F6.4, X, F7.2, X, F6.2, X, F6.4, X, F4.1, X, F6.0, X, F5.0, X, F8.5, X, F7.4)
490 FORMAT(5X, 'L', 4X, 'YTK', 2X, 'PYP1', X, 'N01', 3X, 'HK1', 5X, 'L1',
#5X, 'H1', 5X, 'V1', 3X, 'PYP2', 2X, 'N02', 4X, 'HK2', 5X, 'L2', 5X, 'H2',
#5X, 'V2', 3X, 'PYP3', 2X, 'N03', 4X, 'HK3', 5X, 'L3', 6X, 'H3', 4X, 'V3', /,
#X, 'RYP4', X, 'N04', 3X, 'HK4', 5X, 'L4', 6X, 'H4', 5X, 'VK4', 2X, 'TETK', 2X,
#'MAXQ', 2X, 'QRAZ', 4X, 'MPG', 5X, 'CW', /)
491 FORMAT(6X, 'HK', 2X, 'YTK', 2X, 'PYP1', X, 'N01', 3X, 'HK1', 5X, 'L1',
#5X, 'H1', 5X, 'V1', 3X, 'PYP2', 2X, 'N02', 4X, 'HK2', 5X, 'L2', 5X, 'H2',
#5X, 'V2', 3X, 'PYP3', 2X, 'N03', 4X, 'HK3', 5X, 'L3', 6X, 'H3', 4X, 'V3',
#, X, 'PYP4', X, 'N04', 3X, 'HK4', 5X, 'L4', 6X, 'H4', 5X, 'VK4', 2X, 'TETK',
#2X, 'MAXQ', 2X, 'QRAZ', 4X, 'MPG', 5X, 'CW', /)
```

Продолжение программы FNA

```
EXTERNAL AU2R, AU2RR
19 FORMAT(11)
10 CONTINUE
POV=0.
WRITE(5, 310)
310 FORMAT(5X, 'РЕЖИМ РАБОТЫ', /, 3X, '1-РАСЧЕТ БР', /,
#3X, '2-РАСЧЕТ PH', /)
# READ(5, 19) J1
QRAZ=10000.
ANXH=50.
QOGR=20000.
WRITE(5, 73)
73 FORMAT(5X, 'ЗАДАЙТЕ ОГРАНИЧИВАЮЩИЕ УСЛОВИЯ:',
#/, 5X, '0-БЕЗ ОГРАНИЧЕНИЙ НА QMAX И NXMAX', /,
#5X, '1-С ОГРАНИЧЕНИЕМ НА QMAX', /,
#5X, '2-С ОГРАНИЧЕНИЕМ НА NXMAX', /,
#5X, '3-С ОГРАНИЧЕНИЕМ НА QMAX И NXMAX', /)
READ(5, 19) J83
IF (J83.EQ.0) GO TO 485
IF (J83.EQ.1) GO TO 486
IF (J83.EQ.2) GO TO 487
WRITE(5, 488)
488 FORMAT(5X, 'ЗАДАЙТЕ QMAX:', /)
READ(5, 51) QOGR
WRITE(5, 489)
489 FORMAT(5X, 'ЗАДАЙТЕ NXMAX:', /)
READ(5, 51) ANXH
GO TO 485
486 WRITE(5, 488)
READ(5, 51) QOGR
GO TO 485
487 WRITE(5, 489)
READ(5, 51) ANXH
485 CONTINUE
WRITE(5, 311)
311 FORMAT(5X, 'ЗАДАЙТЕ ЧИСЛО СТУПЕНЕЙ', /)
READ(5, 19) NN
WRITE(5, 18)
READ(5, 19) J3
18 FORMAT(5X, 'ИСПРАВЛЯТЬ ДАННЫЕ-1', /)
IF (J3.EQ.1) GO TO 44
GO TO 222
44 CONTINUE
WRITE(5, 60)
60 FORMAT(5X, 'ДЛЯ ПРОСМОТРА ДАННЫХ-1', /)
READ(5, 19) J60
IF (J60.EQ.1) GO TO 61
GO TO 62
61 CONTINUE
WRITE(5, 40)
40 FORMAT(5X, 'ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ ИМЕЮТ НОМЕРА:', /)
WRITE(5, 41) (I, S(I), I=1, 60)
41 FORMAT(7X, I3, ' ', A6)
62 CONTINUE
WRITE(5, 42)
42 FORMAT(5X, 'ЗАДАЙТЕ В ВИДЕ 2-Х ЗНАЧНОГО ЧИСЛА', /)
```

```

#3X, 'НОМЕР ИЗМЕНЯЕМОГО ПАРАМЕТРА',/)
READ(5,43) NIP
43  FORMAT(I2)
   WRITE(5,50) S(NIP), S1(NIP)
50  FORMAT(5X, 'ЗАДАЙТЕ', A6, 2X, F15.4, ',:')
   READ(5,51) S1(NIP)
51  FORMAT(F15.5)
   WRITE(5,45)
45  FORMAT(5X, 'ДЛЯ ИЗМЕНЕНИЯ СЛЕДУЮЩЕГО ПАРАМЕТРА НАБЕРИТЕ-1',/)
   READ(5,19) J50
   IF (J50.EQ.1) GO TO 44
222  CONTINUE
   WRITE(5,90)
90.  FORMAT(5X, 'ВАРИАНТЫ ПЕЧАТИ:',/, 3X, '1-ПЕЧАТЬ ВСЕХ ТРАЕКТОРИЙ',/,
#3X, '2-ПЕЧАТЬ КОНЕЧНЫХ РЕЗУЛЬТАТОВ',/)
   READ(5,19) J11
   WRITE(5,202)
202  FORMAT(5X, 'ПРИ РАБОТЕ В ЭТОМ РЕЖИМЕ',/, 3X,
# 'МОЖНО ВАРЬИРОВАТЬ ВХОДНЫЕ ПАРАМЕТРЫ',/, 3X,
# 'ЗАДАЙТЕ ЧИСЛО ВАРЬИРУЕМЫХ ПАРАМЕТРОВ',/, 3X,
# '(НЕ БОЛЕЕ 3-X)')
   READ(5,19) J7
   DO 102 M=1,3
   N10(M)=M
   N11(M)=1
   ZAP(M)=S1(M)
102  SHA(M)=1.
   IF (J7.EQ.0) GO TO 209
   WRITE(5,60)
   READ(5,19) J82
   IF (J82.NE.1) GO TO 902
   WRITE(5,40)
   WRITE(5,41) (I, S(I), I=1,60)
902  CONTINUE
   DO 208 M=1, J7
   WRITE(5,205) M
205  FORMAT(5X, 'ЗАДАЙТЕ Я ВМЕСТЕ 2-Х ЗНАЧЕНОГО ЧИСЛА',/, 3X,
# 'НОМЕР', I1, '-ГО ВАРЬИРУЕМОГО ПАРАМЕТРА',/)
   READ(5,203) N10(M)
203  FORMAT(I2)
   I10=N10(M)
   WRITE(5,206) S(I10)
206  FORMAT(T10, 'ЗАДАЙТЕ НАГ ПО', A6)
   READ(5,51) SHA(M)
   WRITE(5,216) S(I10)
216  FORMAT(T10, 'ЗАДАЙТЕ КОНЕЧНОЕ ЗНАЧЕНИЕ', A6)
   READ(5,51) AKZ(M)
   ZAP(M)=S1(I10)
208  N11(M)=INT((AKZ(M)-S1(I10))/SHA(M))+1
209  N111=N11(3)
   DO 770 I11=1, N111
   I10=N10(3)
   S1(I10)=ZAP(3)+FLOAT(I11-1)*SHA(3)
   N112=N11(2)
   DO 770 I12=1, N112
   I10=N10(2)
   S1(I10)=ZAP(2)+FLOAT(I12-1)*SHA(2)
   N113=N11(1)
   DO 770 I13=1, N113
   I10=N10(1)

```

```

S1(I10)=ZAP(1)+FLOAT(I13-1)*SHA(1)
DO 1 I=1,60
1  D(I)=S1(I)
   SS=0
   IF (NN.EQ.1) SS=3
   IF (NN.EQ.3) SS=1
   IF (NN.EQ.4) SS=2
   IF (SS.EQ.1) GO TO 903
   IF (SS.EQ.2) GO TO 905
   IF (SS.EQ.0) GO TO 904
   IF (SS.EQ.3) GO TO 907
903  PPYP4=0.
   AAN04=0.
   PPYP3=PPYP3
   AAN03=AAN03
   PPYP2=PPYP2
   AAN02=AAN02
   ZH2=ZHU2
   ZH3=0.
   GO TO 906
904  PPYP3=0.
   PPYP4=0.
   AAN03=0.
   AAN04=0.
   PPYP2=PPYP2
   AAN02=AAN02
   ZH2=0.
   ZH3=0.
   GO TO 906
907  PPYP2=0.
   PPYP3=0.
   PPYP4=0.
   AAN02=0.
   AAN03=0.
   AAN04=0.
   ZH2=0.
   ZH3=0.
   GO TO 906
905  PPYP3=PPYP3
   PPYP4=PPYP4
   AAN03=AAN03
   AAN04=AAN04
   PPYP2=PPYP2
   AAN02=AAN02
   ZH2=ZHU2
   ZH3=ZHU3
906  CONTINUE
   ALAM1=PPYP1/PY01
   ALAM2=PPYP2/PY02
   ALAM3=PPYP3/PY03
   ALAM4=PPYP4/PY04
   IF (NN.NE.1) GO TO 444
   FAN=AAN02
   FPO=PY02
   FPY=PPYP2
   FAL=ALAM2
444  CONTINUE
   RAD=57.29578
   TETK=TETK/RAD

```

```

J12=J11
J11=2
HB=0.001
ALH=0.
AL=ALH+HB
602 CONTINUE
IV=0
CALL AUR1(AL,IV)
YZ=TETK*RAD
YY=Y(6)*RAD
WRITE(5,333) YZ,YY
333 FORMAT(2X,'АТМОСФЕРНЫЙ УЧАСТОК: TETK ZAD=',F9.5,2X,
  &'TETK TEK=',F9.5,/)
IF(IV.EQ.0) GO TO 601
HB=HB/2.
AL=ALH+HB
GO TO 602
601 CONTINUE
IF(ABS(Y(6)-TETK).LE.0.003)GO TO 603
IF(ALH.EQ.0.)YM=90./57.29578
HB=((Y(6)-TETK)*(AL-ALH))/(YM-Y(6))
ALH=AL
AL=ALH+HB
YM=Y(6)
GO TO 602
603 CONTINUE
II=0
IF(T11.NE.0.)GO TO 917
GO TO 395
917 CONTINUE
II=1
CALL PU1(Y,IV)
IF(IV.EQ.1)GO TO 502
395 CONTINUE
IF(J1-2) 111,112,112
112 CONTINUE
C PAC4ET PH
RZ=6371000.
BO=RZ+(HA+HK)/2.
RPI=RZ+HK
RAP=RZ+HA
EK=RPI/RAP
VK=(398.602E12/(AO*EK))*0.5
VKP=7.29E-5*RZ*COS(48./RAD)
VK=((VK*VK+VKP*VKP-2.*VK*VKP*COS(HAK/RAD)/
  &COS(48./RAD)))*0.5
IF(VK1.GT.VK)GO TO 502
X(1)=20./RAD
X(2)=-0.0005/RAD
T(1)=300.
T(2)=0.005
HK1(1)=0.05
HK1(2)=0.0001
CALL BI(X,Z,T,HK1,AU2RR,IER,IV)
IF(IV.EQ.1)GO TO 502
J11=J12
IF(J11.EQ.2)GO TO 701
WRITE(6,298)
298 FORMAT(10X,'ИСТОРИЯ ААНЧМЕ:',/
  &WRITE(6,299) (S(I),D(I),I=1,6,

```

```

299 FORMAT(5(3X,A6,',',F13.5))
CALL AUR1(AL,IV)
IF(I1.EQ.1)CALL PU1(Y,IV)
CALL AU2R(X,Z,IV)
701 CONTINUE
IF(J11.EQ.2.AND.POV.EQ.0.) WRITE(6,491)
POV=POV+1.
GO TO 468
111 CONTINUE
C PAC4ET RP
TEKK=(3.1415-ALD/6371.)/4.
X12(1)=20./RAD
X12(2)=-0.0005
T12(1)=300.
T12(2)=0.005
H12(1)=5./RAD
H12(2)=0.005
CALL BI(X12,Z12,T12,H12,AU2RR,IER,IV)
IF(IV.EQ.1)GO TO 502
J11=J12
IF(J11.EQ.2)GO TO 702
WRITE(6,298)
WRITE(6,299) (S(I),D(I),I=1,60)
CALL AUR1(AL,IV)
IF(I1.EQ.1)CALL PU1(Y,IV)
CALL AU2RR(X12,Z12,IV)
702 CONTINUE
IF(J11.EQ.2.AND.POV.EQ.0.) WRITE(6,490)
POV=POV+1.
468 CONTINUE
IF(IV.EQ.0)GO TO 503
502 CONTINUE
WRITE(6,501)PYP1,AN01,ZHU1,PPYP2,AN02,ZH2,FPYP3,AN03,
  &ZH3,PPYP4,AN04,NN
501 FORMAT('ПМ:',X,'PYP1=',F4.0,X,'N01=',F4.2,X,'HK1=',F5.3,X,
  &'PYP2=',F4.0,X,'N02=',F4.2,X,'HK2=',F5.3,X,'FPY3=',F4.0,X,
  &'N03=',F4.2,X,'HK3=',F5.3,X,'PYP4=',F4.0,X,'N04=',F4.2,X,
  &'N=',I1,X,'-РЕШЕНИЯ НЕТ')
GO TO 833
503 CONTINUE
CALL RMPG
CALL STOM
FIO=FIO*RAD
FIST=FIST*RAU
IF(J11.EQ.1)WRITE(6,733)FIO,FIST,AMPG,ACW
733 FORMAT(/,5X,'FIO=',F8.4,2X,'FIST=',F7.4,
  &/,5X,'MPG=',F7.4,2X,'ST=',F7.4)
IF(J11.EQ.1) GO TO 833
HK=HK/1000.
AL1=AL1/1000.
AL2=AL2/1000.
AL3=AL3/1000.
AL4=AL4/1000.
H1=H1/1000.
H2=H2/1000.
H3=H3/1000.
H4=H4/1000.
VK1=VK1/1000.
VK2=VK2/1000.
VK3=VK3/1000.

```

Продолжение программы FNA

```

VK4=VK4/1000.
TETK=TETK*RAD
ATET=ATET*RAD
IF (J1.EQ.1) WRITE (6,834) ALD, TETK, PYP1, ANO1, AMK1, AL1, H1, VK1,
$PYP2, ANO2, AMK2, AL2, H2, VK2, PYP3, ANO3, AMK3, AL3, H3, VK3, PYP4,
$ANO4, AMK4, AL4, H4, VK4, ATET, QMAX, Q, ANPG, ACW
IF (J1.EQ.2) WRITE (6,835) HK, TETK, PYP1, ANO1, AMK1, AL1, H1, VK1, PYP2, A
$ANO2, AMK2, AL2, H2, VK2, PYP3, ANO3, AMK3, AL3, H3, VK3, PYP4, ANO4, AMK4,
$AL4, H4, VK4, ATET, QMAX, Q, ANPG, ACW
HK=HK*1000.
833 CONTINUE
IF (NN.NE.1) GO TO 847
ANO2=FAN
PYO2=FPD
PYP2=FPY
ALAM2=FAL
847 CONTINUE
AMK1=0.
AMK2=0.
AMK3=0.
AMK4=0.
VK1=0.
VK2=0.
VK3=0.
VK4=0.
AL1=0.
AL2=0.
AL3=0.
AL4=0.
H1=0.
H2=0.
H3=0.
H4=0.
QMAX=0.
Q=0.
CALL CLOSE (6)
770 CONTINUE
DO 213 M=1,3
I10=N10(M)
213 S1(I10)=ZAP(M)
WRITE (5,100)
100 FORMAT (5X, 'ВОЗМОЖНЫ ВАРИАНТЫ:', //, 3X, '1. ВЕРНУТЬСЯ В НАЧАЛО
$ ПРОГРАММЫ', //, 3X, '2. ОКОНЧИТЬ СЧЕТ', //)
WRITE (5,101)
101 FORMAT (5X, 'ЗАДАЙТЕ НОМЕР АЛЬТЕРНАТИВ', //)
READ (5,19) J9
IF (J9.EQ.1) GO TO 10
STOP
END

```

Подпрограмма AUIR

```

SUBROUTINE AUIR (AL, IV)
DIMENSION D(60), Y(30), VF(2), HRK1(2), CONST(1)
COMMON T11, TETK, PH, HA, HK, HAK, CX0, CX1, CX5, PYO1, PYP1,
$ANO1, ZMU1, AT1, GAD1, AC1, ACY1, ACC1, AKC1, AM1, AKR1, PYO2,
$PYP2, ANO2, AT2, GAD2, AC2, ACY2, ACC2, AKC2, AM2, AKR2, ZMU2,
$PYO3, PYP3, ANO3, AT3, GAD3, AC3, ACY3, ACC3, AKC3, AM3, AKR3, ZMU3,
$PYO4, PYP4, ANO4, AT4, GAD4, AC4, ACY4, ACC4, AKC4, AM4, AKR4, ALD,
$FIK1, FIK2, FIK3
COMMON/T1/TT1
COMMON/PET/J11
COMMON/Z/Y

```

Продолжение подпрограммы AUIR

```

COMMON/HAL/ALA
COMMON/DK1/DK1
COMMON/AM/AMK1, AMK2, AMK3, AMK4
COMMON/DAN/VK1, H1, AL1
1 FORMAT (5X, 'ПЕРВАЯ СТУПЕНЬ:', //, 3X, 'T', 5X, 'VA', 4X, 'VG', 4X,
$'VP', 4X, 'V', 4X, 'TETA', 5X, 'MU', 4X, 'H', 5X, 'L', 6X, 'Q', 6X, 'NX',
$4X, 'AM', 5X, 'ALFA', 3X, 'CX', 3X, 'KD1', 2X, 'P/GO', //)
EQUIVALENCE (T11, D(1))
EXTERNAL PTSCH1, FW1
ALA=AL
Y(1)=0.
Y(2)=0.
Y(3)=0.
Y(4)=0.
Y(5)=0.001
Y(6)=90./57.2957C
Y(7)=1.
Y(8)=0.
Y(9)=0.
Y(10)=0.
N=10
MV=1
K=0
HRK1(1)=2.
HRK1(2)=0.0001
IF (J11.FQ.1) WRITE (6,1)
DK1=1.
CALL RK (N, MV, K, HRK1, VF, Y, CONST, PTSCH1, FW1, LL, IV)
IF (IV.EQ.1) GO TO 2
TT1=Y(1)
VK1=Y(5)
H1=Y(8)
AL1=Y(9)*6371000.
AMK1=Y(7)
2 RETURN
END

```

Подпрограмма PTSCH1

```

SUBROUTINE PTSCH1 (Y, IV)
DIMENSION D(60), Y(30)
COMMON/DK1/DK1
COMMON T11, TETK, PH, HA, HK, HAK, CX0, CX1, CX5, PYO1, PYP1,
$ANO1, ZMU1, AT1, GAD1, AC1, ACY1, ACC1, AKC1, AM1, AKR1, PYO2,
$PYP2, ANO2, AT2, GAD2, AC2, ACY2, ACC2, AKC2, AM2, AKR2, ZMU2,
$PYO3, PYP3, ANO3, AT3, GAD3, AC3, ACY3, ACC3, AKC3, AM3, AKR3, ZMU3,
$PYO4, PYP4, ANO4, AT4, GAD4, AC4, ACY4, ACC4, AKC4, AM4, AKR4, ALD,
$FIK1, FIK2, FIK3
COMMON/HAL/ALA
EQUIVALENCE (T11, D(1))
COMMON/B/ALAM1, ALAM2, ALAM3, ALAM4
COMMON/AL/AL
AL=ALA
S=SIN (Y(16))
C=COS (Y(16))
V=Y(15)
H=Y(18)
IF (H.LT.0.) IV=1
IF (IV.EQ.1) GO TO 1
RZ=6371000.
R=RZ+H

```


Продолжение подпрограммы PTSCH

```

G=9.81*(RZ/R)*(RZ/R)
CALL ATM(H,RO,P,AZV)
AM=V/AZV
ALFA=(-1.)*AL*(AM-0.05)*(AM-0.05)*(AM-0.05)
*(AM-0.8)*(AM-0.8)
IF (AM.LT.0.05) ALFA=0.
IF (AM.GT.0.6) ALFA=0.
SA=SIN(ALFA)
CA=COS(ALFA)
CX=FK(AM,D,7)
Q=RO*V*V/2.
GMU=9.81/Y(17)
AN=GMU*AN01*(AI AM1-(ALAM1-1.)*P)
AT=AN01*(ALAM1-(ALAM1-1.)*P)
Y(11)=1.
Y(12)=-GMU*CX*Q/PH
Y(13)=-G*S
Y(14)=-GMU*(ALAM1-1.)*P*AN01*DK1
Y(15)=Y(12)+Y(13)+AN*CA*DK1
Y(16)=DK1*AN*SA/V-(G*C*(1.-V*V/(R*G)))/V
Y(17)=-AN01*DK1/PY01
Y(18)=V*S
Y(19)=V*C/R
Y(20)=0.
1 RETURN
END

```

Подпрограмма FW1

```

SUBROUTINE FW1(VF,Y,HRK1,IV)
DIMENSION D(60),Y(30),HRK1(2),VF(2)
COMMON/TJAG/PG
COMMON/MAXQ/QMAX
COMMON/B/ALAM1,ALAM2,ALAM3,ALAM4
COMMON/OGN/ANXH
COMMON/Q/Q,ANX,AM,ALFA,CX
COMMON/OGQ/QOGR
COMMON/AL/AL
COMMON/DK1/DK1
COMMON/PET/J11
COMMON T11,TETK,PH,HA,HK,HAK,CX0,CX1,CX5,PY01,PYP1,
#AN01,ZHU1,AT1,GAD1,AC1,ACY1,ACC1,AKC1,AM1,AKR1,PY02,
#PYP2,AN02,AT2,GAD2,AC2,ACY2,ACC2,AKC2,AM2,AKR2,ZHU2,
#PY03,PYP3,AN03,AT3,GAD3,AC3,ACY3,ACC3,AKC3,AM3,AKR3,ZHU3,
#PY04,PYP4,AN04,AT4,GAD4,AC4,ACY4,ACC4,AKC4,AM4,AKR4,ALD,
#FIK1,FIK2,FIK3
EQUIVALENCE (T11,D(1))
S=SIN(Y(6))
C=COS(Y(6))
V=Y(5)
H=Y(6)
RZ=6371000.
R=RZ+H
G=9.81*(RZ/R)*(RZ/R)
CALL ATM(H,RO,P,AZV)
DELH=V*S*HRK1(1)
HP1=H+DFLH
CALL ATM(HP1,ROP1,PP1,AZVP1)
ROST=(ROP1-RO)/HRK1(1)
AN=V/AZV
Q=RO*V*V/2.
IF (QMAX.LT.Q) QMAX=Q

```

Продолжение подпрограммы FWI

```

GMU=9.81/Y(7)
PSH1=ALAM1-(ALAM1-1.)*P
QST=ROST*V*V/2.+RO*Y(15)*V
QIP1=Q+QST*HRK1(1)
ALFA=(-1.)*AI*(AM-0.05)*(AM-0.05)*(AM-0.05)*(AM-0.8)*(AM-0.8)
IF (AM.LT.0.05) ALFA=0.
IF (AM.GT.0.8) ALFA=0.
CA=COS(ALFA)
IF (KPRI.EQ.1) GO TO 60
IF (QIP1.LT.QOGR.AND.DK1.EQ.1) GO TO 60
QST=(QOGR-Q)/HRK1(1)
DK1=-Y(7)*(ROST*V*V/2./RO-QST/RO/V+Y(12)+Y(13))/(9.81*AN01*PSH1*
#CA)
IF (DK1.LT.0.) DK1=0.
IF (DK1.GT.1.) DK1=1.
60 CONTINUE
KPRI=0
CX=FK(AM,D,7)
AN=GMU*AN01*DK1*PSH1
ANX=(AN*CA-GMU*CX*Q/PH)/9.81
ANXST=-Y(17)/Y(7)/Y(7)*(DK1*AN01*PSH1*CA-CX*Q/PH)-1./Y(7)*CX*
#(ROST*V*V/2.+RO*Y(15)*V)/PH
ANXP1=ANX+ANXST*HRK1(1)
IF (ANXP1.LT.ANXH) GO TO 4
DANX=ANXH-ANXP1
DDK1=(DANX*Y(7)+CX*Q/PH)/(CA*AN01*PSH1)
DK1=DK1+DDK1
IF (DK1.LT.0.) DK1=0.
IF (DK1.GT.1.) DK1=1.
KPRI=1
4 CONTINUE
PG=AN*Y(7)/9.81
VF(1)=ZHU1-Y(7)
IF (J11.EQ.1) CALL PE1(Y)
RETURN
END

```

Подпрограмма ATM

```

SUBROUTINE ATM(H,RO,P,AZV)
IF (H.LT.11000.) GO TO 1
IF (H.GE.11000.) GO TO 2
1 CONTINUE
H1=1.-H/44300.
P=H1*5.256
RO=0.125*P/H1
AZV=340.*SQRT(H1)
GO TO 3
2 CONTINUE
H2=-(H-11000.)/6340.
P=0.2227*EXP(H2)
RO=0.1661*P
AZV=295.
3 CONTINUE
RETURN
END

```

Подпрограмма PUI

```

SUBROUTINE PUI(Y,IV)
  DIMENSION D(60),Y(30),VF(2),HRK1(2),CONST(1),Y1(30)
  COMMON T11,TETK,PH,HA,HK,HAK,CX0,CX1,CX5,PY01,PYP1,
  #ANO1,ZMU1,AT1,GAD1,AC1,ACY1,ACC1,AKC1,AM1,AKR1,PY02,
  #PYP2,ANO2,AT2,GAD2,AC2,ACY2,ACC2,AKC2,AM2,AKR2,ZMU2,
  #PY03,PYP3,ANO3,AT3,GAD3,AC3,ACY3,ACC3,AKC3,AM3,AKR3,ZMU3,
  #PY04,PYP4,ANO4,AT4,GAD4,AC4,ACY4,ACC4,AKC4,AM4,AKR4,ALD,
  #FIK1,FIK2,FIK3
  COMMON/TP/TP1
  COMMON/PET/J11
  COMMON/AL/AL
  COMMON/HAL/ALA
  COMMON/DK1/DK1
  COMMON/AM/AMK1,AMK2,AMK3,AMK4
  COMMON/DAN/VK1,H1,AL1
  1 FORMAT(5X,'ПАССИБНННН УЧАСТОК:',/,3X,'T',5X,'VA',4X,'VG',4X,
  #'VP',4X,'V',4X,'TETA',5X,'MU',4X,'H',5X,'L',6X,'D',6X,'NX',
  #4X,'AM',5X,'ALFA',3X,'CX',3X,'KD1',2X,'P/GO',/)
  EQUIVALENCE(T11,D(1))
  EXTERNAL PTSCH1,FW11
  ALA=AL
  WRITE(5,88)
  88 FORMAT(5X,'ПАССИБНННН УЧАСТОК:')
  DO 12 I=1,30
  12 Y1(I)=Y(I)
  Y1(1)=0.
  N=10
  MV=1
  K=0
  HRK1(1)=1.
  HRK1(2)=0.1
  IF(J11.EQ.1)WRITE(6,1)
  1 DK1=0.
  CALL RK(N,MV,K,HRK1,VF,Y1,CONST,PTSCH1,FW11,LL,IV)
  IF(IV.EQ.1)GO TO 2
  TP1=Y1(1)
  VK1=Y1(5)
  H1=Y1(8)
  AL1=Y1(9)*6371000.
  AMK1=Y1(7)
  DO 3 I=1,30
  3 Y(I)=Y1(I)
  2 RETURN
  END

```

Подпрограмма-функция FK

```

FUNCTION FK(AM,D,IND)
  DIMENSION D(1)
  AMB=AM-1.
  IF(AM.LT.1.)FK=2.*(D(IND)-D(IND+1))*AM*AM*AM+
  #3.*(D(IND+1)-D(IND))*AM*AM*D(IND)
  IF(AM.GE.1..AND.AM.LT.5.)FK=(D(IND+1)-D(IND+2))/
  #32.*AMB*AMB*AMB+6./32.*(D(IND+2)-D(IND+1))*
  #AMB*AMB*D(IND+1)
  IF(AM.GE.5.)FK=D(IND+2)
  RETURN
  END

```

Подпрограмма FWII

```

SUBROUTINE FW11(VF,Y,HRK1,IV)
  DIMENSION D(60),Y(30),HRK1(2),VF(2)
  COMMON/TJAG/PG
  COMMON/MAXQ/QMAX
  COMMON/B/ALAM1,ALAM2,ALAM3,ALAM4
  COMMON/Q/Q,ANX,AM,ALFA,CX
  COMMON/AL/AL
  COMMON/DK1/DK1
  COMMON/PET/J11
  COMMON T11,TETK,PH,HA,HK,HAK,CX0,CX1,CX5,PY01,PYP1,
  #ANO1,ZMU1,AT1,GAD1,AC1,ACY1,ACC1,AKC1,AM1,AKR1,PY02,
  #PYP2,ANO2,AT2,GAD2,AC2,ACY2,ACC2,AKC2,AM2,AKR2,ZMU2,
  #PY03,PYP3,ANO3,AT3,GAD3,AC3,ACY3,ACC3,AKC3,AM3,AKR3,ZMU3,
  #PY04,PYP4,ANO4,AT4,GAD4,AC4,ACY4,ACC4,AKC4,AM4,AKR4,ALD,
  #FIK1,FIK2,FIK3
  EQUIVALENCE(T11,D(1))
  S=SIN(Y(6))
  C=COS(Y(6))
  V=Y(5)
  H=Y(8)
  RZ=6371000.
  R=RZ+H
  Q=9.81*(RZ/R)*(RZ/R)
  CALL ATH(H,RO,P,AZV)
  DELH=V*S*HRK1(1)
  HP1=H+DELH
  CALL ATH(HP1,ROP1,PP1,AZVP1)
  ROST=(ROP1-RO)/HRK1(1)
  AN=V/AZV
  Q=RO*V*V/2.
  GMU=9.81/Y(7)
  PSH1=ALAM1-(AL/AM1-1.)*P
  VST=ROST*V*V/2.+RO*Y(15)*V
  ALFA=(-1.)*AL*(AM-0.05)*(AM-0.05)*(AM-0.05)*(AM-0.8)*(AM-0.8)
  IF(AM.LT.0.05)ALFA=0.
  IF(AM.GT.0.8)ALFA=0.
  CA=COS(ALFA)
  CX=FK(AM,D,7)
  AN=GMU*ANO1*DK1*PSH1
  ANX=(AN*CA-GMU*CX*Q/PM)/9.81
  PG=AN*Y(7)/9.81
  VF(1)=111-Y(1)
  IF(J11.EQ.1)CALL PE11(Y)
  RETURN
  END

```

```

SUBROUTINE AU2R(X,Z,IV)
DIMENSION Y(30),Y1(30),D(60),Y2(30),X(2),Z(2)
DIMENSION VF2(2),CONST(1),HRK2(2)
COMMON/AM/AMK1,AMK2,AMK3,AMK4
COMMON/T2/TT2,TT3,TT4
COMMON/DA/VK2,H2,AL2,VK3,H3,AL3,VK4,H4,AL4
COMMON/Z/Y
COMMON/A/AA
COMMON/N/NN
COMMON/C/VK
COMMON/KK/KK
COMMON/DK2/DK2,DK3,DK4
COMMON/Q/Q,ANX,AM,ALFA,CX
COMMON/I/I
COMMON/F/FIO,FIST
COMMON/BA/ATET
COMMON/PET/J11
COMMON/B/ALAM1,ALAM2,ALAM3,ALAM4
COMMON T11,TETK,PH,HA,HK,HAK,CX0,CX1,CX5,PY01,PYP1,
#AN01,ZMU1,AT1,GAD1,AC1,ACY1,ACC1,AKC1,AM1,AKR1,PY02,
#PYP2,AN02,AT2,GAD2,AC2,ACY2,ACC2,AKC2,AM2,AKR2,ZMU2,
#PY03,PYP3,AN03,AT3,GAD3,AC3,ACY3,ACC3,AKC3,AM3,AKR3,ZMU3,
#PY04,PYP4,AN04,AT4,GAD4,AC4,ACY4,ACC4,AKC4,AM4,AKR4,ALD,
#FIK1,FIK2,FIK3
11 FORMAT(5X,'ТРЕТЯ СТУПЕНЬ:',/,3X,'T',5X,'VG',4X,'V',4X,'TET',
#4X,'MU',6X,'H',6X,'L',4X,'NX',3X,'ALFA',2X,'DK2',2X,'P/G0',/)
10 FORMAT(5X,'ВТОРАЯ СТУПЕНЬ:',/,3X,'T',5X,'VG',4X,'V',4X,'TET',
#4X,'MU',6X,'H',6X,'L',4X,'NX',3X,'ALFA',2X,'DK3',2X,'P/G0',/)
12 FORMAT(5X,'ЧЕТВЕРТАЯ СТУПЕНЬ:',/,3X,'T',5X,'VG',4X,'V',4X,'TET',
#4X,'MU',6X,'H',6X,'L',4X,'NX',3X,'ALFA',2X,'DK4',2X,'P/G0',/)
EQUIVALENCE(T11,D(1))
EXTERNAL PTSCH2,FW2
FIO=X(1)
FIST=X(2)
AA=0.
KK=NN
IF(NN.NE.1)GO TO 7
NN=NN+1
AN02=AN01
PY02=PY01
PYP2=PYP1
ALAM2=ALAM1
7 CONTINUE
DO 13 I=1,30
13 Y2(I)=Y(I)
DK2=1.
DK3=1.
DK4=1.
DO 2 J=2,NN
IF(J.EQ.2.AND.J11.EQ.1)WRITE(6,10)
IF(J.EQ.3.AND.J11.EQ.1)WRITE(6,11)
IF(J.EQ.4.AND.J11.EQ.1)WRITE(6,12)
DO 1 I=1,30
1 Y1(I)=0.
Y1(2)=Y(3)
Y1(3)=Y(5)
Y1(4)=Y(6)
Y1(5)=1.
IF(KK.EQ.1) Y1(5)=Y(7)
Y1(6)=Y(8)
Y1(7)=Y(9)

```

```

N=10
NV=1
K=0
HRK2(1)=5.
HRK2(2)=0.0001
IF(J.EQ.NN) HRK2(2)=1.
CALL RK(N,MV,K,HRK2,VF2,Y1,CONST,PTSCH2,FW2,LL,IV)
AA=AA+Y1(1)
IF(NN.EQ.2.AND.J.EQ.2)GO TO 3
IF(NN.EQ.3.AND.J.EQ.2)GO TO 4
IF(NN.EQ.4.AND.J.EQ.2)GO TO 4
IF(NN.EQ.3.AND.J.EQ.3)GO TO 5
IF(NN.EQ.4.AND.J.EQ.3)GO TO 5
IF(NN.EQ.4.AND.J.EQ.4)GO TO 6
3 VK2=Y1(3)
TT2=Y1(1)
H2=Y1(6)
AL2=Y1(7)*6371000.
AMK2=Y1(5)
GO TO 2
4 VK2=Y1(3)
IF(VK2.GT.VK) IV=1
IF(IV.EQ.1)GO TO 15
TT2=Y1(1)
H2=Y1(6)
AL2=Y1(7)*6371000.
AMK2=Y1(5)
Y(3)=Y1(2)
Y(5)=Y1(3)
Y(6)=Y1(4)
Y(8)=Y1(6)
Y(9)=Y1(7)
GO TO 2
5 VK3=Y1(3)
IF(NN.EQ.4.AND.J.EQ.3) VVK3=VK3
IF(VVK3.GT.VK) IV=1
IF(IV.EQ.1)GO TO 15
TT3=Y1(1)
H3=Y1(6)
AL3=Y1(7)*6371000.
AMK3=Y1(5)
Y(3)=Y1(2)
Y(5)=Y1(3)
Y(6)=Y1(4)
Y(8)=Y1(6)
Y(9)=Y1(7)
GO TO 2
6 VK4=Y1(3)
TT4=Y1(1)
H4=Y1(6)
AL4=Y1(7)*6371000.
AMK4=Y1(5)
2 CONTINUE
15 CONTINUE
Z(1)=Y1(6)-HK
Z(2)=Y1(4)
IF(KK.EQ.1) NN=NN-1
ATET=Y1(4)
DO 14 I=1,30
14 Y(I)=Y2(I)
RETURN
END

```

```

SUBROUTINE AU2RR(X,Z,IV)
DIMENSION Y(30),Y1(30),D(60),Y2(30)
DIMENSION VF2(2),CONST(1),HRK2(2),Z(2),X(2)
COMMON/TE/TEKK
COMMON/AM/AMK1,AMK2,AMK3,AMK4
COMMON/T2/TT2,TT3,TT4
COMMON/DA/VK2,H2,AL2,VK3,H3,AL3,VK4,H4,AL4
COMMON/Z/Y
COMMON/N/NN
COMMON/C/VK
COMMON/A/AA
COMMON/DK2/DK2,DK3,DK4
COMMON/Q/Q,ANX,AM,ALFA,CX
COMMON/I/J
COMMON/KK/KK
COMMON/F/FIO,FIST
COMMON/BA/ATET
COMMON/PET/J11
COMMON/B/ALAM1,ALAM2,ALAM3,ALAM4
COMMON T11,TETK,PH,HA,HK,HAK,CX0,CX1,CX5,PY01,PYP1,
$ANO1,ZHU1,AT1,GAD1,AC1,ACY1,ACC1,AKC1,AM1,AKR1,PY02,
$PYP2,ANO2,AT2,GAD2,AC2,ACY2,ACC2,AKC2,AM2,AKR2,ZHU2,
$PY03,PYP3,ANO3,AT3,GAD3,AC3,ACY3,ACC3,AKC3,AM3,AKR3,ZHU3,
$PY04,PYP4,ANO4,AT4,GAD4,AC4,ACY4,ACC4,AKC4,AM4,AKR4,ALD,
$FIK1,FIK2,FIK3
11 FORMAT(5X,'ПЕРВАЯ СТУПЕНЬ: ',/
$ ,3X,'T',5X,'UG',4X,'U',4X,'TET',
$ ,4X,'MU',6X,'H',6X,'L',4X,'NX',
$ ,3X,'ALFA',2X,'DK2',2X,'P/GO',5X,'Q',/)
10 FORMAT(5X,'ВТОРАЯ СТУПЕНЬ: ',/
$ ,3X,'T',5X,'UG',4X,'U',4X,'TET',
$ ,4X,'MU',6X,'H',6X,'L',4X,'NX',
$ ,3X,'ALFA',2X,'DK3',2X,'P/GO',5X,'Q',/)
12 FORMAT(5X,'ЧЕТВЕРТАЯ СТУПЕНЬ: ',/
$ ,3X,'T',5X,'UG',4X,'U',4X,'TET',
$ ,4X,'MU',6X,'H',6X,'L',4X,'NX',3X,
$ ,3X,'ALFA',2X,'DK4',2X,'P/GO',5X,'Q',/)
EQUIVALENCE(T11,D(1))
EXTERNAL PTSCH2,FW2
FIO=X(1)
FIST=X(2)
AA=0.
KK=NN
IF(NN.NE.1)GO TO 7
NN=NN+1
ANO2=ANO1
PY02=PY01
PYP2=PYP1
ALAM2=ALAM1
7 CONTINUE
DO 13 I=1,30
13 Y2(I)=Y(I)
DK2=1.
UK3=1.
DK4=1.
DO 2 J=2,NN
IF(J.EQ.2.AND.J11.EQ.1)WRITE(6,10)
IF(J.EQ.3.AND.J11.EQ.1)WRITE(6,11)
IF(J.EQ.4.AND.J11.EQ.1)WRITE(6,12)
DO 1 I=1,30
1 Y1(I)=0.

```

```

Y1(2)=Y(3)
Y1(3)=Y(5)
Y1(4)=Y(6)
Y1(5)=1.
IF(KK.EQ.1) Y1(5)=Y(7)
Y1(6)=Y(8)
Y1(7)=Y(9)
N=10
MV=1
K=0
HRK2(1)=5.
HRK2(2)=0.0001
IF(J.EQ.NN) HRK2(2)=1.
CALL RK(N,MV,K,HRK2,VF2,Y1,CONST,PTSCH2,FW2,LL,IV)
IF(IV.EQ.1) GO TO 15
AA=AA+Y1(1)
IF(NN.EQ.2.AND.J.EQ.2)GO TO 3
IF(NN.EQ.3.AND.J.EQ.2)GO TO 4
IF(NN.EQ.4.AND.J.EQ.2)GO TO 4
IF(NN.EQ.3.AND.J.EQ.3)GO TO 5
IF(NN.EQ.4.AND.J.EQ.3)GO TO 5
IF(NN.EQ.4.AND.J.EQ.4)GO TO 6
3 VK2=Y1(3)
TT2=Y1(1)
H2=Y1(6)
AL2=Y1(7)*6371000.
AMK2=Y1(5)
GO TO 2
4 VK2=Y1(3)
TT2=Y1(1)
H2=Y1(6)
AL2=Y1(7)*6371000.
AMK2=Y1(5)
Y(3)=Y1(2)
Y(5)=Y1(3)
Y(6)=Y1(4)
Y(8)=Y1(6)
Y(9)=Y1(7)
GO TO 2
5 VK3=Y1(3)
TT3=Y1(1)
H3=Y1(6)
AL3=Y1(7)*6371000
AMK3=Y1(5)
Y(3)=Y1(2)
Y(5)=Y1(3)
Y(6)=Y1(4)
Y(8)=Y1(6)
Y(9)=Y1(7)
GO TO 2
6 VK4=Y1(3)
TT4=Y1(1)
H4=Y1(6)
AL4=Y1(7)*6371000.
AMK4=Y1(5)
2 CONTINUE
15 CONTINUE
Z(1)=Y1(6)-HK
Z(2)=Y1(4)-TEKK
IF(KK.EQ.1)NN=NN-1
ATET=Y1(4)
DO 14 I=1,30
14 Y(I)=Y2(I)
RETURN
END

```

Подпрограмма PTSCH2

```

SUBROUTINE PTSCH2(Y1,IV)
DIMENSION Y1(30),D(60)
COMMON T11,TETK,PM,HA,HK,HAK,CX0,CX1,CX5,PY01,PYP1,
$ANO1,ZMU1,AT1,GAD1,AC1,ACY1,ACC1,AKC1,AM1,AKR1,PY02,
$PYP2,ANO2,AT2,GAD2,AC2,ACY2,ACC2,AKC2,AM2,AKR2,ZMU2,
$PY03,PYP3,ANO3,AT3,GAD3,AC3,ACY3,ACC3,AKC3,AM3,AKR3,ZMU3,
$PY04,PYP4,ANO4,AT4,GAD4,AC4,ACY4,ACC4,AKC4,AM4,AKR4,ALB,
$FIK1,FIK2,FIK3
COMMON/RQ/QRAZ
EQUIVALENCE(T11,D(1))
COMMON/A/AA
COMMON/F/FI0,FIST
COMMON/B/ALAM1,ALAM2,ALAM3,ALAM4
COMMON/I/IJ
COMMON/DK2/DK2,DK3,DK4
IF(J.EQ.2)GO TO 2
IF(J.EQ.3)GO TO 3
ANO=ANO4
ALAM=ALAM4
PYO=PY04
DK=DK4
GO TO 1
2 ANO=ANO2
ALAM=ALAM2
PYO=PY02
DK=DK2
GO TO 1
3 ANO=ANO3
ALAM=ALAM3
PYO=PY03
DK=DK3
1 CONTINUE
S=SIN(Y1(14))
C=COS(Y1(14))
V=Y1(13)
H=Y1(16)
RZ=6371000.
R=RZ+H
G=9.81*(RZ/R)*(RZ/R)
GMU=9.81/Y1(15)
ALFA=FI0+FIST*(AA+Y1(11))+Y1(17)-Y1(14)
CALL ATM(H,RO,P,AZV)
Q=RO*V*V/2.
IF(Q.GT.QRAZ)ALFA=0.
AN=GMU*ANO*ALAM
Y1(11)=1.
Y1(12)=-G*S
Y1(13)=DK*AN*COS(ALFA)+Y1(12)
Y1(14)=DK*AN*SIN(ALFA)/V-(G*C*(1.-V*V/(R*G)))/V
Y1(15)=-ANO*DK/PYO
Y1(16)=V*S
Y1(17)=V*C/R
Y1(18)=0.
Y1(19)=0.
Y1(20)=0.
RETURN
END

```

Подпрограмма FW2

```

SUBROUTINE FW2(VF2,Y1,HRK2,IV)
DIMENSION D(60),Y1(30),VF2(2),HRK2(2)
COMMON/RQ/QRAZ
COMMON T11,TETK,PM,HA,HK,HAK,CX0,CX1,CX5,PY01,PYP1,
$ANO1,ZMU1,AT1,GAD1,AC1,ACY1,ACC1,AKC1,AM1,AKR1,PY02,
$PYP2,ANO2,AT2,GAD2,AC2,ACY2,ACC2,AKC2,AM2,AKR2,ZMU2,
$PY03,PYP3,ANO3,AT3,GAD3,AC3,ACY3,ACC3,AKC3,AM3,AKR3,ZMU3,
$PY04,PYP4,ANO4,AT4,GAD4,AC4,ACY4,ACC4,AKC4,AM4,AKR4,ALB,
$FIK1,FIK2,FIK3
COMMON/B/ALAM1,ALAM2,ALAM3,ALAM4
COMMON/DGN/ANXM
COMMON/DK2/DK2,DK3,DK4
COMMON/A/AA
COMMON/F/FI0,FIST
COMMON/XN/ANX2,ALFA2,Q
COMMON/TJG2/PG2
COMMON/DAN/VK1,H1,AL1
COMMON/DA/VK2,H2,AL2,VK3,H3,AL3,VK4,H4,AL4
COMMON/BR/J1
COMMON/PET/J11
EQUIVALENCE(T11,D(1))
COMMON/N/NN
COMMON/I/IJ
COMMON/C/VK
IF(J1.EQ.2)GO TO 1
VK=11200.*(SIN((ALD-Y1(7)*6371.)/(12740.))/(1.+SIN((ALD-
$Y1(7)*6371.)/(12740.))))*(1./2.)
VKP=0.
VK=(VK**2.+VKP**2.-2.*VK*VKP*COS(HAK/57.3)/COS(48./57.3))**.5
IF(VK1.GT.VK)IV=1
IF(NN.EQ.3.AND.VK2.GT.VK)IV=1
IF(NN.EQ.4.AND.VK2.GT.VK)IV=1
IF(NN.EQ.4.AND.VK3.GT.VK)IV=1
IF(IV.EQ.1)GO TO 2
1 CONTINUE
ALFA=FI0+FIST*(AA+Y1(11))+Y1(7)-Y1(4)
H=Y1(6)
V=Y1(3)
CALL ATM(H,RO,P,AZV)
Q=RO*V*V/2.
IF(Q.GT.QRAZ)ALFA=0.
ALFA2=ALFA
CA=COS(ALFA)
IF(J.EQ.2)GO TO 10
IF(J.EQ.3)GO TO 11
ANO=ANO4
ALAM=ALAM4
DK=DK4
GO TO 12
10 ANO=ANO2
ALAM=ALAM2
DK=DK2
GO TO 12
11 ANO=ANO3
ALAM=ALAM3
DK=DK3
12 CONTINUE
GMU=9.81/Y1(5)
AN=GMU*ANO*ALAM*DK
ANX=AN/9.81
ANX2=ANX
ANXST=-Y1(15)/Y1(5)/Y1(5)*DK*ANO*ALAM
ANXP1=ANX+ANXST*HRK2(1)
IF(ANXP1.LT.ANXH)GO TO 4

```

```

DANX=ANXM-ANXP1
DDK=(DANX*Y1(5))/(ANO*ALAM)
DK=DK+DDK
IF (DK.LT.0.) DK=0.
IF (DK.GT.1.) DK=1.
4 CONTINUE
PG2=AN*Y1(5)/9.81
IF (J.EQ.2) DK2=DK
IF (J.EQ.3) DK3=DK
IF (J.EQ.4) DK4=DK
IF (J.EQ.NN) VF2(1)=Y1(3)-VK
IF (NN.EQ.3.AND.J.EQ.2) VF2(1)=ZMU2-Y1(5)
IF (NN.EQ.4.AND.J.EQ.2) VF2(1)=ZMU2-Y1(5)
IF (NN.EQ.4.AND.J.EQ.3) VF2(1)=ZMU3-Y1(5)
IF (J11.EQ.1) CALL PE2(Y1)
2 RETURN
END

```

Подпрограмма PE2

```

SUBROUTINE PE2(Y1)
DIMENSION YV1(10), Y1(10)
COMMON/T2/TT2, TT3, TT4
COMMON/TJ62/PG2
COMMON/DK2/DK3, DK4
COMMON/I/J
COMMON/XN/ANX2, ALFA2, Q
IF (J.EQ.2) DK=DK2
IF (J.EQ.3) DK=DK3
IF (J.EQ.4) DK=DK4
L=0
DO 1 I=1,7
1 YV1(I)=Y1(I)
YV1(2)=Y1(2)/1000.
YV1(3)=Y1(3)/1000.
YV1(4)=Y1(4)*57.29578
YV1(6)=Y1(6)/1000.
YV1(7)=Y1(7)*6371.
AL=ALFA2*57.29578
E1=YV1(1)/10.
E2=INT(E1)
E3=E2-E1
E4=ABS(E3)
IF (E4.LT.0.00001) L=1
IF (YV1(1).EQ.TT2) L=1
IF (YV1(1).EQ.TT3) L=1
IF (YV1(1).EQ.TT4) L=1
IF (L.EQ.0) GO TO 3
WRITE (6,2) (YV1(I), I=1,7), ANX2, AL, DK, PG2, Q
2 FORMAT(X,F5.1,X,F5.2,X,F5.2,X,F5.2,X,F5.1,X,F6.1,X,F5.2,
#X,F5.1,X,F4.2,X,F5.3,X,F7.1)
3 CONTINUE
RETURN
END

```

```

SUBROUTINE PE1(Y)
DIMENSION YV(10), Y(10)
COMMON/T1/TT1
COMMON/Q/Q, ANX, AM, ALFA, CX
COMMON/TJAG/PG
COMMON/DK1/DK1
L=0
DO 1 I=1,9
1 YV(I)=Y(I)
YV(2)=Y(2)/1000.
YV(3)=Y(3)/1000.
YV(4)=Y(4)/1000.
YV(5)=Y(5)/1000.
YV(6)=Y(6)*57.29578
YV(8)=Y(8)/1000.
YV(9)=Y(9)*6371.
AL=ALFA*57.29578
E1=YV(1)/10.
E2=INT(E1)
E3=E2-E1
E4=ABS(E3)
IF (E4.LT.0.00001) L=1
IF (YV(1).EQ.TT1) L=1
IF (L.EQ.0) GO TO 3
WRITE (6,2) (YV(I), I=1,9), Q, ANX, AM, AL, CX, DK1, PG
2 FORMAT(X,F5.1,X,F5.2,X,F5.2,X,F5.2,X,F6.3,X,F5.2,X,
#F7.5,X,F5.1,X,F6.1,X,F7.1,X,F5.2,X,F6.3,X,F7.3,X,F4.2,X,F4.2,
#X,F5.3)
3 CONTINUE
RETURN
END

```

Подпрограмма PEI1

```

SUBROUTINE PEI1(Y)
DIMENSION YV(10), Y(10)
COMMON/TP/TP1
COMMON/Q/Q, ANX, AM, ALFA, CX
COMMON/TJAG/PG
COMMON/DK1/DK1
L=0
DO 1 I=1,9
1 YV(I)=Y(I)
YV(2)=Y(2)/1000.
YV(3)=Y(3)/1000.
YV(4)=Y(4)/1000.
YV(5)=Y(5)/1000.
YV(6)=Y(6)*57.29578
YV(8)=Y(8)/1000.
YV(9)=Y(9)*6371.
AL=ALFA*57.29578
WRITE (6,2) (YV(I), I=1,9), Q, ANX, AM, AL, CX, DK1, PG
2 FORMAT(X,F5.1,X,F5.2,X,F5.2,X,F5.2,X,F6.3,X,F5.2,X,
#F7.5,X,F5.1,X,F6.1,X,F7.1,X,F5.2,X,F5.3,X,F7.3,X,F4.2,X,F4.2,
#X,F5.3)
RETURN
END

```

Подпрограмма RMPG

```

SUBROUTINE RMPG
  DIMENSION D(60)
  COMMON T11,TETK,PH,HA,HK,HAK,CX0,CX1,CX5,PY01,PYP1,
  $AN01,ZMU1,AT1,GAD1,AC1,ACY1,ACC1,AKC1,AM1,AKR1,PY02,
  $PYP2,AN02,AT2,GAD2,AC2,ACY2,ACC2,AKC2,AM2,AKR2,ZMU2,
  $PY03,PYP3,AN03,AT3,GAD3,AC3,ACY3,ACC3,AKC3,AM3,AKR3,ZMU3,
  $PY04,PYP4,AN04,AT4,GAD4,AC4,ACY4,ACC4,AKC4,AM4,AKR4,ALD,
  $FIK1,FIK2,FIK3
  EQUIVALENCE(T11,D(1))
  COMMON/N/NN
  COMMON/AM/AMK1,AMK2,AMK3,AMK4
  COMMON/PG/AMPG1,AMPG2,AMPG3,AMPG4,AMPG
  IF (NN.EQ.1) GO TO 550
  IF (NN.GT.1) GO TO 551
550  AMPG=(1.-(1.-AMK2)*(1.+AT1+AKC1*ACC1*AT1)-
  $ (1.+ACC1)*(AN01*GAD1+AC1*(1.+ACY1))+
  $ ACC1*AC1*(1.-AKC1))/(1.-(1.+ACC1)*AC1*(1.+ACY1)+
  $ ACC1*AC1*(1.-AKC1))
  GO TO 557
551  AMPG1=(1.-(1.-AMK1)*(1.+AT1+AKC1*ACC1*AT1)-
  $ (1.+ACC1)*(AN01*GAD1+AC1*(1.+ACY1))+
  $ ACC1*AC1*(1.-AKC1))/(1.-(1.+ACC1)*AC1*(1.+ACY1)+
  $ ACC1*AC1*(1.-AKC1))
  AMPG2=(1.-(1.-AMK2)*(1.+AT2+AKC2*ACC2*AT2)-
  $ (1.+ACC2)*(AN02*GAD2+AC2*(1.+ACY2))+
  $ ACC2*AC2*(1.-AKC2))/(1.-(1.+ACC2)*AC2*(1.+ACY2)+
  $ ACC2*AC2*(1.-AKC2))
  AMPG=AMPG1*AMPG2
  IF (NN.EQ.2) GO TO 557
  AMPG3=(1.-(1.-AMK3)*(1.+AT3+AKC3*ACC3*AT3)-
  $ (1.+ACC3)*(AN03*GAD3+AC3*(1.+ACY3))+
  $ ACC3*AC3*(1.-AKC3))/(1.-(1.+ACC3)*AC3*(1.+ACY3)+
  $ ACC3*AC3*(1.-AKC3))
  AMPG=AMPG*AMPG3
  IF (NN.EQ.3) GO TO 557
  AMPG4=(1.-(1.-AMK4)*(1.+AT4+AKC4*ACC4*AT4)-
  $ (1.+ACC4)*(AN04*GAD4+AC4*(1.+ACY4))+
  $ ACC4*AC4*(1.-AKC4))/(1.-(1.+ACC4)*AC4*(1.+ACY4)+
  $ ACC4*AC4*(1.-AKC4))
  AMPG=AMPG*AMPG4
557  CONTINUE
  RETURN
  END

```

Подпрограмма ST

```

SUBROUTINE STOIM
  DIMENSION D(60)
  COMMON/AM/AMK1,AMK2,AMK3,AMK4
  COMMON/N/NN
  COMMON T11,TETK,PH,HA,HK,HAK,CX0,CX1,CX5,PY01,PYP1,
  $AN01,ZMU1,AT1,GAD1,AC1,ACY1,ACC1,AKC1,AM1,AKR1,PY02,
  $PYP2,AN02,AT2,GAD2,AC2,ACY2,ACC2,AKC2,AM2,AKR2,ZMU2,
  $PY03,PYP3,AN03,AT3,GAD3,AC3,ACY3,ACC3,AKC3,AM3,AKR3,ZMU3,
  $PY04,PYP4,AN04,AT4,GAD4,AC4,ACY4,ACC4,AKC4,AM4,AKR4,ALD,
  $FIK1,FIK2,FIK3
  EQUIVALENCE(T11,D(1))
  COMMON /PG/AMPG1,AMPG2,AMPG3,AMPG4,AMPG
  COMMON /S/ACW
  IF (NN.NE.1.) GO TO 558
  ACW=((1.-AKC1)*(AT1*(1.-AMK2)+AC1*(1.-AMPG))+
  $ (1.+(AM1-1.)*AKR1)/AM1*(AN01*GAD1*(1.+ACC1)+
  $ ACY1*AC1*(1.-AMPG)*(1.+ACC1)+AKC1*AC1*(1.-AMPG)*
  $ (1.+ACC1)+AKC1*AT1*(1.-AMK2)*(1.+ACC1)))/AMPG
  GO TO 559
558  CONTINUE
  ACW1=((1.-AKC1)*(AT1*(1.-AMK1)+AC1*(1.-AMPG1))+
  $ (1.+(AM1-1.)*AKR1)/AM1*(AN01*GAD1*(1.+ACC1)+
  $ ACY1*AC1*(1.-AMPG1)*(1.+ACC1)+AKC1*AC1*(1.-AMPG1)*
  $ (1.+ACC1)+AKC1*AT1*(1.-AMK1)*(1.+ACC1)))/AMPG
  ACW2=((1.-AKC2)*(AT2*(1.-AMK2)+AC2*(1.-AMPG2))+
  $ (1.+(AM2-1.)*AKR2)/AM2*(AN02*GAD2*(1.+ACC2)+
  $ ACY2*AC2*(1.-AMPG2)*(1.+ACC2)+AKC2*AC2*(1.-AMPG2)*
  $ (1.+ACC2)+AKC2*AT2*(1.-AMK2)*(1.+ACC2)))/AMPG1/AMPG
  ACW3=0.
  ACW4=0.
  IF (NN.EQ.2.) GO TO 731
  ACW3=((1.-AKC3)*(AT3*(1.-AMK3)+AC3*(1.-AMPG3))+
  $ (1.+(AM3-1.)*AKR3)/AM3*(AN03*GAD3*(1.+ACC3)+
  $ ACY3*AC3*(1.-AMPG3)*(1.+ACC3)+AKC3*AC3*(1.-AMPG3)*
  $ (1.+ACC3)+AKC3*AT3*(1.-AMK3)*(1.+ACC3)))/AMPG1*AMPG2/AMPG
  ACW4=0.
  IF (NN.EQ.4.) GO TO 731
  ACW4=((1.-AKC4)*(AT4*(1.-AMK4)+AC4*(1.-AMPG4))+
  $ (1.+(AM4-1.)*AKR4)/AM4*(AN04*GAD4*(1.+ACC4)+
  $ ACY4*AC4*(1.-AMPG4)*(1.+ACC4)+AKC4*AC4*(1.-AMPG4)*
  $ (1.+ACC4)+AKC4*AT4*(1.-AMK4)*(1.+ACC4)))/AMPG1*AMPG2*AMPG3/AMPG
731  ACW=ACW1+ACW2+ACW3+ACW4
559  CONTINUE
  RETURN
  END

```

Подпрограмма РК

```

SUBROUTINE RK(N,M,K,H,FI,Y,CONST,CALCY,CALFI,LL,IV)
C ИНТЕГРИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ ЛИН. УРАВНЕНИЙ МЕТОДОМ РУНГЕ-КУТТА
DIMENSION H(1),FI(1),Y(1),CONST(1)
LOGICAL BOOL,BOOL1,B,B1
BOOL=.FALSE.
BOOL1=.FALSE.
ST=H(1)
10 J=1
DO 1 I=1,M
1 Y(N+I)=Y(I)
20 CALL CALCY(Y,IV)
IF (IV.EQ.1) GO TO 50
IF (J-1) 3,2,3
2 IF (K) 4,4,5
4 B=.FALSE.
GO TO 6
5 B=.TRUE.
6 IF (BOOL.AND.B) GO TO 30
31 CALL CALFI(FI,Y,H,IV)
IF (IV.EQ.1) GO TO 50
IF (BOOL1) ST=H(1)
BOOL1=.TRUE.
IF (BOOL) GO TO 40
41 DO 7 I=1,M
7 FI(M+I)=FI(I)
HPR=ST
BOOL=.TRUE.
3 CINT=ST/3.
CST=ST/2.
CEPS=-H(1)
IF (J-1) 8,9,8
8 IF (J-4) 11,9,11
9 CINI=ST/6.
CEPS=H(1)
GO TO 14
11 IF (J-3) 14,13,14
13 CST=ST
14 DO 15 I=1,N
IF (I-K-1) 16,17,17
16 IF (J-1) 19,18,19
18 Y(3*N+I)=0.
19 Y(3*N+I)=Y(3*N+I)+CEPS*Y(N+I)
17 IF (J-1) 22,21,22
21 Y(2*N+I)=Y(I)
22 Y(I)=Y(I)+Y(N+I)*CINT
15 Y(1*N+I)=Y(2*N+I)+CST*Y(N+I)
J=J+1
IF (J-5) 20,10,20
30 B1=.TRUE.
DO 23 I=1,K
R=ABS(Y(3*N+I)/CONST(I))
IF (R-1) 24,24,25
25 H(1)=H(1)/2.
A=H(1)
GO TO 46
24 IF (R<0.1) 23,23,29
29 B1=.FALSE.
23 CONTINUE
IF (B1) H(1)=2.*H(1)
GO TO 31
46 BOOL=.FALSE.
BOOL1=.FALSE.
DO 26 L=1,N

```

Продолжение подпрограммы РК

```

26 Y(L)=Y(2*N+L)
ST=A
GO TO 10
40 RMIN=1.
LL=0
DO 32 I=1,M
IF (ABS(FI(I))-ABS(H(I+1))) 33,34,34
33 LL=I
GO TO 32
34 R=FI(M+I)-FI(I)
IF (ABS(FI(I))-ABS(R)) 36,32,32
36 R=FI(I)/R
IF (R-RMIN) 38,32,32
38 RMIN=R
ST=HPR*RMIN
32 CONTINUE
IF (RMIN) 42,43,43
42 A=HPR*(1.+RMIN)
GO TO 46
43 IF (LL) 41,41,50
50 RETURN
END

```

Подпрограмма В1

```

SUBROUTINE B1(X,Y,T,H,FU,IER,IV)
DIMENSION X(2),Y(2),T(2),H(2),DX(2),
* F(4),X1(2),Y1(2)
DO 10 J=1,200
DO 1 I=1,2
1 X1(I)=X(I)
CALL FU(X,Y,IV)
IF (IV.EQ.1) GO TO 12
DO 3 I=1,2
3 Y1(I)=Y(I)
IF (ABS(Y(1)).LE.T(1).AND.ABS(Y(2)).LE.T(2))Y
* GO TO 30
X1(1)=X(1)+H(1)
CALL FU(X1,Y,IV)
IF (IV.EQ.1) GO TO 12
F(1)=(Y(1)-Y1(1))/H(1)*1.E-6
F(3)=(Y(2)-Y1(2))/H(1)
X1(1)=X1(1)-H(1)
X1(2)=X(2)+H(2)
CALL FU(X1,Y,IV)
IF (IV.EQ.1) GO TO 12
F(2)=(Y(1)-Y1(1))/H(2)*1.E-6
F(4)=(Y(2)-Y1(2))/H(2)
D=F(1)*F(4)-F(2)*F(3)
DX(1)=(Y1(1)*F(4)*1E-6-Y1(2)*F(2))/B
BX(2)=(Y1(2)*F(1)-Y1(1)*F(3)*1E-6)/B
DO 4 I=1,2
4 X(I)=X(I)-DX(I)
10 WRITE(5,16)J
16 FORMAT(T2,'МКВ',2X,I3)
WRITE(5,11)
11 FORMAT(T5,'АВВВВ')
IER=1
GO TO 12
30 WRITE(5,15)
15 FORMAT(T5,'НОВВ')
RETURN
END

```


1. Абрамович Г. Н. Прикладная газовая динамика. — М.: Наука, 1969. 824 с.
2. Алемасов В. Е., Дрегаллин Д. Ф., Тишин А. П. Теория ракетных двигателей. — М.: Машиностроение, 1969. 547 с.
3. Ануреев И. И. Ракеты многократного использования. — М.: Воениздат, 1975. 116 с.
4. Аппазов Р. Ф., Лавров С. С., Мишин В. П. Баллистика управляемых ракет дальнего действия. — М.: Наука, 1966. 308 с.
5. Бассард Р., Дс-Лауэр. Ракета с атомным двигателем. — М.: ИЛ, 1960. 416 с.
6. Башта Т. М. Машиностроительная гидравлика. — М.: Машиностроение, 1971. 320 с.
7. Беляев Н. М. Расчет пневмогидравлических систем ракет. — М.: Машиностроение, 1983. 219 с.
8. Басков Л. И. Управление эксплуатацией летательных аппаратов. — М.: Высшая школа, 1981. 367 с.
9. Вентцель Е. С. Теория вероятностей. — М.: Наука, 1969. 576 с.
10. Волков Л. И., Шишкевич А. М. Надежность летательных аппаратов. — М.: Высшая школа, 1975. 293 с.
11. Волков Е. Б., Судаков Р. С., Сырицын Т. А. Основы теории надежности ракетных двигателей. — М.: Машиностроение, 1974. 398 с.
12. Волков Е. Б., Головлев Л. Г., Сырицын Г. Л. Жидкостные ракетные двигатели. — М.: Воениздат, 1970. 540 с.
13. Гладкий В. Ф. Динамика конструкции летательного аппарата. — М.: Наука, 1962. 495 с.
14. Гладкий В. Ф. Прочность, вибрация и надежность конструкции летательного аппарата. — М.: Наука, 1975. 454 с.
15. Гладкий В. Ф. Вероятностные методы проектирования конструкции летательного аппарата. — М.: Наука, 1982. 270 с.
16. Гнеденко Б. Ф., Беляев Ю. К., Соловьев А. Д. Математические методы в теории надежности. — М.: Наука, 1965. 521 с.
17. Глушко В. П. Развитие ракетостроения и космонавтики в СССР. — М.: Машиностроение, 1981. 205 с.
18. Добровольский М. В. Жидкостные ракетные двигатели. — М.: Машиностроение, 1968. 395 с.
19. Идельчик И. Е. Справочник по гидравлическим сопротивлениям. — М.: Машиностроение, 1975. 669 с.
20. Кесаев Х. В., Трофимов Р. С. Надежность двигателей летательных аппаратов. — М.: Машиностроение, 1982. 136 с.
21. Колесников К. С. Динамика ракет. — М.: Машиностроение, 1980. 375 с.
22. Колесников К. С., Козлов В. И., Кокушкин В. В. Динамика разделения ступеней летательных аппаратов. — М.: Машиностроение, 1977. 221 с.
23. Колесников К. С. Продольные колебания ракет с ЖРД. — М.: Машиностроение, 1971. 260 с.
24. Колесников К. С., Сухов В. Н. Упругий летательный аппарат как объект автоматического управления. — М.: Машиностроение, 1972. 268 с.

25. Конструкция управляемых баллистических ракет/В. В. Березиков, М. А. Буров, В. К. Зиберов и др.; Под ред. А. М. Сяннюкова, Н. И. Морозова. М.: Воениздат, 1969. 444 с.
26. Кофман А., Дзедой Г. Сетевые методы планирования, применение систем ПЕРТ и ее разновидности при управлении производством и научно-исследовательскими проектами. Пер. с фр. М.: Прогресс, 1968. 181 с.
27. Космодром/А. П. Вольский, В. М. Карин, В. Н. Николаев и др.; Под ред. А. П. Вольского. М.: Воениздат, 1977. 311 с.
28. Кузнецов А. А. Надежность конструкции баллистических ракет. — М.: Машиностроение, 1978. 255 с.
29. Летные испытания ракет и космических аппаратов/Е. И. Криецкий, Л. Н. Александровская, А. В. Шаронов и др.; Под ред. Е. И. Криецкого. М.: Машиностроение, 1979. 461 с.
30. Махин В. А., Присяжков Ф. Ф., Белик Н. П. Динамика жидкостных ракетных двигателей. М.: Машиностроение, 1969. 384 с.
31. Мишин В. П., Осин М. И. Введение в машинное проектирование летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1978. 128 с.
32. Мишин В. П., Щевров Д. Н. Некоторые проблемные вопросы автоматизации проектно-конструкторских работ. — В кн.: Научные чтения по авиации и космонавтике. М.: Наука, 1980. 76 с.
33. Москаленко Г. М. Инженерные методы в ракетодинамике. М.: Машиностроение, 1974. 355 с.
34. Моисеев Н. Н. Математические задачи системного анализа. — М.: Наука, 1981. 488 с.
35. Овсянников Б. В., Боровский Б. И. Теория и расчет агрегатов питания ЖРД. М.: Машиностроение, 1979. 343 с.
36. Охоцимский Д. Е., Энзев Т. М. Некоторые вариационные задачи, связанные с запуском искусственного спутника Земли. — УФН, т. XIII, 1957. 282 с.
37. Павленко В. Ф. Силовые установки летательного аппарата вертикального взлета и посадки. М.: Машиностроение, 1972. 284 с.
38. Панкратов Б. М. Тепловое проектирование агрегатов летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1981. 176 с.
39. Проектирование и испытания баллистических ракет/Под ред. В. И. Варфоломеева и М. И. Копытова. М.: Воениздат, 1970. 391 с.
40. Пенцак И. И. Теория полета и конструкция баллистических ракет. М.: Машиностроение, 1974. 344 с.
41. Ракеты-носители/В. А. Александров, В. В. Владимиров, Р. Д. Дмитриев и др.; Под ред. С. О. Осипова. М.: Воениздат, 1971. 311 с.
42. Ракетные двигатели/Т. М. Мелькумов, Н. И. Мелик-Пашаев, П. Г. Чистяков и др. М.: Машиностроение, 1976. 400 с.
43. Саркисян С. А., Минаев Э. С. Экономическая оценка летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1972. 179 с.
44. Соловьев Ц. В., Тарасов Е. В. Прогнозирование межпланетных полетов. М.: Машиностроение, 1973. 400 с.
45. Теория автоматического управления ракетными двигателями/А. А. Шевяков, В. М. Калнин, Н. В. Науменкова и др.; Под ред. А. А. Шевякова. М.: Машиностроение, 1978. 288 с.
46. Теория и практика проектирования пассажирских самолетов. Сборник статей/Редкол.: Г. В. Новожилов (отв. ред.) и др. М.: Наука, 1976. 439 с.
47. Творческое наследие академика Сергея Павловича Королева. Избранные труды и документы/Под ред. М. В. Келдыша. М.: Наука, 1980. 591 с.
48. Феодосьев В. И. Основы техники ракетного полета. М.: Наука, 1979. 496 с.
49. Чуев Ю. В., Спехова Г. П. Технические задачи исследования операций. М.: Советское радио, 1971. 241 с.
50. Щевров Д. Н. Проектирование беспилотных летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1979. 263 с.
51. Югов О. К., Селиванов О. В. Согласование характеристик самолета и двигателя. М.: Машиностроение, 1980. 200 с.

ПРЕДМЕТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ

А	
Автоматизированное рабочее место (АРМ)	305, 308
Аномалия истинная	77
Апогей	63
Аэродинамические характеристики	41, 64, 125
Аэродинамическое качество	149, 162
Б	
База данных	309, 314
Баллистический коэффициент	161, 162
Баллистическая ракета (БР)	5
— «Атлас-Е»	316
— «Минитмеи IV»	316
— «МХ»	316
— «Першинг II»	316
— «Поларис А-3»	316
— «Посейдон С-3»	316
— «Титан-2»	316
— «Тор»	316
— «Трайидент-1»	316
— «Юпитер»	316
Баллистическая ракета среднего радиуса действия (БСРД)	5
Безопасность полета	171
Блок разгонный (РБ)	5, 29
— космический (буксир)	40
Боевой блок (ББ)	37
Боевой ракетный комплекс (БРК)	8, 9
В	
Ветер, влияние на полет	263
Виды испытаний	274
Водород жидкий	197
Время прохождения перигея орбиты	230
Вход в атмосферу спускаемого аппарата	41, 161
— ударной волны в сопло двигателя	188
Выведение на орбиту ИСЗ	67
Высотность двигателя	187
Г	
Гарантийные остатки горючего	255
Гарантийные остатки топлива	254
Гиросtabilизированная платформа	223
Головная часть (ГЧ)	34
Горючее	194
«Горячее» разделение ступеней ЛА	33
Д	
Давление в камере сгорания ракетного двигателя	187, 193
— наддува баков	206
— насыщенных паров компонентов	202
— на входе в насос	202
— на срезе сопла	187, 188
Двигатель воздушно-реактивный (ВРД)	151
Двигательная установка (ДУ)	
Двигатель ракетный жидкостный (ЖРД)	185
— твердотопливный (РДТТ)	9, 131
Достартовый расход топлива	54
Е	
Единая система конструкторской документации (ЕСКД)	295
Ж	
Жидкостный ракетный двигатель (ЖРД) открытой схемы	191

— — — замкнутой схемы	192, 193
— — — — — типа «газ — жидкость»	192
— — — — — типа «газ — газ»	192
З	
Задачи проектирования ЛА	22
И	
Импульс последствий	204
— удельной (тяги ракетного двигателя)	186
Информационная система САПР	313
Исполнительные органы системы управления БР и РН	256
Испытания комплексные (КИ)	374
— конструкторско-доводочные (КДИ)	276
— контрольно-выборочные (КВИ)	276
— наземные автономные (НАИ)	274
К	
Каналы управления	231
Качество аэродинамическое	149, 162
Керосин	197
Кислород жидкий	197
Количественные характеристики надежности ЛА	270
Константа гравитационного поля Земли	77
Конструктивно-компоновочная схема ЛА	24
Конструктивно-массовые характеристики РБ	56
Конструктивно-силовая схема ЛА	40
Корабль космический «Аполлон»	161
— «Союз»	161
Коэффициент аэродинамический	41
— лобового сопротивления	41
— подъемной силы	41
Критерий эффективности	72
— массовой отдачи ЛА	75
— экономичности выведения на ОИСЗ	75
— использования объема шахты под ЛА	73
Круговое вероятное отклонение (КВО)	236
Л	
Летно-технические характеристики (ЛТХ)	63
М	
Масса конечная	53
— относительная	52
— полезной нагрузки	52
— стартовая	51
Массовая сводка	132
Массово-энергетические характеристики ЛА	51, 91
Межконтинентальная баллистическая ракета (МБР)	5
Методическая погрешность алгоритма управления	237
Милель	64
Многоблочная конструктивно-компоновочная схема	26
Многоразовый летательный аппарат (МЛА)	126
Многоразовая ракета-носитель (МРН)	5
Моноблочная конструктивно-компоновочная схема ЛА	26
Н	
Нагрузка на мидель	64
Надув баков	205
Надежность ДУ	225
Начальная перегрузка ступени	56
Незабор топлива	213
Несущие элементы конструкции	40
О	
Окислитель	194
Отделение головной части ГЧ	34
— отработавшего РБ	33
Отделяемая головная часть (ОГЧ)	35
	355

Относительная масса двигательной установки	56
— — полезной нагрузки	52
— — средств спасения	7, 162
— — топливного отсека	56
Ошибка инструментальная	237
— методическая	237
П	
Пакет прикладных программ (ППП)	309
Параллельное расположение РБ	25
Параллельно-последовательное расположение РБ	25
Параметрический анализ	107
Параметры орбиты ИСЗ	238
Парашютно-реактивная система посадки	164
Перигей	63
Плотность компоновки	119
Площадь выходного сечения сопла	115
— критического сечения сопла	115
— мишеля	64
Позиция стартовая	10
— техническая	10
Полезная нагрузка (ПН)	52, 110
Последовательное расположение РБ	25
Потери на аэродинамическое сопротивление	66
— гидравлические	66
— на гравитацию	66
— на противодействие атмосферы	66
Принцип «гибкого» управления	246
— «жесткого» управления	245
Программа угла тангажа	65
— изменения тяги	65
— экспериментальной отработки	279
Проектирование	4
Процесс создания ЛА	22
Пустотный удельный импульс ДУ	186
Р	
Разгонный (ракетный) блок (РБ)	4
Разделение ракетных блоков «горячее»	31
— — «холодное»	28
Ракета-носитель (РН)	5, 17
— — «Атлас-Аджея»	319
— — «Восток»	7, 319
— — «Восход»	20
— — «Космический челнок»	17, 319
— — «Молиния»	47, 319
— — «Сатурн-IV»	8, 25, 319
— — «Сатурн-V»	17, 319
— — «Союз»	319
— — «Тор-Дельта»	14, 319
— — «Титан-IIIC»	13, 15
Ракетно-космический комплекс (РКК)	15
Ракетно-космическая система (РКС)	186
Расход массовый секундный	54
Расход топлива достартовый	215
Регулирование кажущейся скорости (РКС)	248
— одновременного опорожнения баков (СООБ)	227
Резервирование одиночных ЖРД в составе ДУ «горячее»	227
— «холодное»	227
С	
Сетевое планирование	297
Система аварийного спасения (САС)	
— диагностико-прогнозирующая	244
— координат орбитальная	232
— — программная	41, 232
— — связанная	

Система космическая транспортная	15
Система надува баков	205
Система одновременного опорожнения баков объемомерная	250
— — — расходомерная	250
Система подачи топлива в двигательную установку	188
вытеснительная	188
— — — насосная	246
Система регулирования боковой составляющей скорости (РБС)	245
— — кажущейся скорости (РКС)	245
— — нормальной составляющей скорости (РНС)	241
Система управления автономная	241
— — комбинированная	263
Скорость ветра	146
Скоростной напор	79
Скорость характеристическая	55
Соотношение компонентов топлива	161
Спускаемый аппарат (СА)	10
Стартовый комплекс (СК)	24
Ступень ракеты	40
Схема конструктивно-силовая	25
— пакетная	218
— пневмогидравлическая	25
— таандемная	
Т	
Тангаж угла	231
Твердотопливный ускоритель	131
Технические предложения (ТП)	295
Техническое задание (ТЗ)	22, 295
Топливо	194
Транспортировка ракеты	11
Тяга двигателя земная	186
— пустотная	186
— удельная	186
У	
Угол атаки	64
— входа в плотные слои атмосферы	163
— крена	231
— наклона траектории	64
— рыскания	231
— тангажа	231
Угловая дальность полета	78
Удельные затраты выведения на ОИСЗ	135
Удельный импульс	186
Удлинение ракеты	117
Управляющий момент	262
Упругость паров компонентов топлива	202
Ф	
Фтор	197
Функционал программы тангажа и тяги двигателей	67
Х	
Характеристическая скорость	79
«Холодное» разделение РБ	28
Ц	
Центр управления полетом (ЦУП)	15
— давления аэродинамических сил	41
— масс ракеты	41
Ч	
Число Маха	125
— Рейнольдса	210
Ш	
Шасси посадочное	183
Э	
Экран теплозащитный	183
Эллипс Кеплера	77
Эллипс рассеивания	236
Эскизный проект	295
Эффективная удельная тяга	193

	Стр.
Предисловие	3
Введение	4
Глава 1. Общие сведения о проектировании транспортных летательных аппаратов. Постановка задач проектирования	7
Глава 2. Компонентные и конструктивно-силовые схемы ракет с жидкостными двигателями	24
2.1. Компонентные схемы ракет с жидкостными двигателями	24
2.2. Конструктивно-силовые схемы ракет с жидкостными двигателями	40
2.3. Массово-энергетические соотношения баллистических ракет и ракет-носителей	51
Глава 3. Теоретические основы проектирования летательных аппаратов	59
3.1. Основные проектные параметры транспортных летательных аппаратов	63
3.2. Выбор критериев эффективности при проектировании летательных аппаратов	72
3.3. Формализация взаимосвязей основных проектных параметров летательных аппаратов, летно-технических характеристик и критериев эффективности	76
3.4. Методы решения задач проектирования летательных аппаратов	82
Глава 4. Определение основных проектных параметров баллистических ракет и ракет-носителей по заданным летно-техническим характеристикам	89
4.1. Выбор основных проектных параметров баллистических ракет и ракет-носителей по заданным летно-техническим и массово-энергетическим характеристикам	91
4.2. Выбор основных проектных параметров баллистических ракет и ракет-носителей по заданным летно-техническим характеристикам и сочетаниям компонентов топлива	100
4.3. Параметрический анализ основных характеристик летательного аппарата при заданных летно-технических характеристиках	107
4.4. Определение массово-энергетических, объемно-габаритных характеристик по основным проектным параметрам и уточнение исходных данных	109

Глава 5. Особенности проектирования многоразовых летательных аппаратов	126
5.1. Общие сведения об особенностях многоразовых летательных аппаратов и о концепциях их проектирования	126
5.2. Выбор количества и соотношения ступеней многоразовых летательных аппаратов	141
5.3. Выбор способа старта и типа разгонных двигательных установок	145
5.4. Выбор способов возвращения и посадки ступеней	155
5.5. Выбор компонентов топлива и размерности двигателей	165
5.6. Обеспечение безопасности пилотируемых полетов	171
5.7. Выбор компоновочной и конструктивно-силовой схем многоразовых летательных аппаратов	176
Глава 6. Согласование характеристик двигательных установок ракетных блоков с основными проектными параметрами баллистических ракет и ракет-носителей	184
6.1. Характеристики одиночных жидкостно-ракетных двигателей и двигательных установок ракетных блоков баллистических ракет и ракет-носителей	185
6.2. Основные характеристики жидких ракетных топлив, их влияние на характеристики жидкостно-ракетных двигателей	194
6.3. Согласование характеристик одиночных жидкостно-ракетных двигателей с характеристиками ракетных блоков	196
6.4. Определение характеристик систем наддува ракетных блоков	205
6.5. Управление и регулирование двигательной установки ракетных блоков	214
6.6. Пневмогидравлические системы ракетных блоков с жидкостно-ракетными двигателями	218
6.7. Требования к надежности двигательных установок ракетных блоков с жидкостно-ракетными двигателями и способы ее обеспечения	225
Глава 7. Согласование характеристик и состава системы управления с основными проектными параметрами баллистических ракет и ракет-носителей	230
7.1. Задачи управления и основные требования к системам управления баллистических ракет и ракет-носителей	231
7.2. Выбор принципов построения и состава систем управления баллистических ракет и ракет-носителей	242
7.3. Система одновременного опорожнения баков — составная часть средств управления баллистическими ракетами и ракетами-носителями	247
7.4. Исполнительные органы управления баллистических ракет и ракет-носителей и их характеристики	256
7.5. Возможности современных систем управления летательных аппаратов	266
	359

	Стр.
Глава 8. Программа экспериментальной отработки летательного аппарата для обеспечения его надежности	269
8.1. Количественные характеристики надежности летательного аппарата и виды испытаний для их определения	270
8.2. Программа экспериментальной отработки летательного аппарата для обеспечения надежности	279
8.3. Назначение количественных характеристик надежности при экспериментальной отработке летательного аппарата	284
8.4. Определение фактических летно-технических характеристик по результатам экспериментальной отработки	287
Глава 9. Организация, планирование, автоматизация процесса разработки и создания летательных аппаратов	292
9.1. Организация процесса создания летательного аппарата	292
9.2. Сетевое планирование проектно-конструкторских работ	297
9.3. Автоматизация процессов разработки и создания летательных аппаратов	302
Приложения: 1. Баллистические ракеты и ракеты-носители	316
2. Программа проектно-проверочного расчета летно-технических характеристик баллистических ракет и ракет-носителей	323
Список литературы	352
Предметный указатель	354

*Василий Павлович Мишин,
Виталий Константинович Безвербый,
Борис Михайлович Панкратов,
Дмитрий Николаевич Шеверов*

ОСНОВЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ (транспортные системы)

Редактор *И. А. Суворова*
Художественный редактор *В. В. Лебедев*
Технический редактор *Е. П. Смирнова*
Корректоры *И. М. Борейша* и *А. П. Озерова*

ИБ № 3425

Сдано в набор 25.06.85. Подписано в печать 03.10.85.
Т-20302. Формат 60×90^{1/16}. Бумага типографская № 1.
Гарнитура литературная. Печать высокая.
Усл. печ. л. 22,5. Усл. кр.-отт. 22,5. Уч.-изд. л. 24,26.
Тираж 6000 экз. Заказ 1594. Цена 1 р. 20 к.

Ордена Трудового Красного Знамени
издательство «Машиностроение»,
107076, Москва, Стромывнский пер., 4.

Московская типография № 8 Союзполиграфпрома
при Государственном Комитете СССР
по делам издательств, полиграфии и книжной торговли.
101898, Москва, Центр, Хохловский пер., 7