

ДЛЯ ВУЗОВ

*В.Н. Гуцин
Б.М. Панкратов
А.Д. Родионов*

ОСНОВЫ УСТРОЙСТВА И КОНСТРУИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

*Рекомендовано Комитетом
по высшей школе Министерства науки,
высшей школой и технической политики
Российской Федерации*



Москва
• Машиностроение •
1992

ББК 39.62я73
Г98
УДК 629.782.001.66(075.8)

Рецензенты: кафедра Ленинградского механического института
и д-р техн. наук В. М. Суриков

Гушин В. Н. и др.

Г98 Основы устройства и конструирования космических аппаратов: Учеб. пособ. для вузов/В. Н. Гушин, Б. М. Панкратов, А. Д. Родионов,— М.: Машиностроение, 1992.— 256 с.: ил.

ISBN 5-217-01301-X

Изложены принципы формирования состава транспортных космических систем (ТКС), выбора проектных, конструктивных и технологических вариантов систем космических аппаратов (КА) и их компоновки применительно к решению конкретной целевой задачи.

Рассмотрены существующие и перспективные системы энерго- и жизнеобеспечения, терморегулирования, ориентации и стабилизации, а также двигательные установки КА.

Показана взаимосвязь ТКС с космодромом.

Г 2705140400—407 105—91
038(01)—92

БК 39.62я73

УЧЕБНОЕ ИЗДАНИЕ

Гушин Виталий Николаевич,
Панкратов Борис Михайлович, Родионов Алексей Дмитриевич

ОСНОВЫ УСТРОЙСТВА И КОНСТРУИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Редакторы Г. П. Филипповская, О. Г. Красильникова
Художественный редактор В. В. Лебедев
Технический редактор И. В. Малыгина
Корректор Л. А. Ягупьева

ИБ № 6773

Сдано в набор 12.10.90. Подписано в печать 20.01.92. Формат 60×88 1/16
Бумага офсетная № 2. Гарнитура литературная. Печать офсетная
Усл. печ. л. 15,68. Усл. кр.-отт. Уч.-изд. л. 16,27. Тираж 650 экз. Заказ 1200

Ордена Трудового Красного Знамени издательство «Машиностроение», 10707
Москва, Стромынский пер., 4

Отпечатано в Московской типографии № 9 Министерства печати и информации Российской Федерации, 109033, Москва, Волочаевская ул., д. 40

НПО ВКП

ISBN 5-217-01301-X

© В. Н. Гушин, Б. М. Панкратов
А. Д. Родионов, 1992

ВВЕДЕНИЕ

Первый в мире проект ракетного летательного аппарата для полета человека был разработан в 1881 г. талантливым русским изобретателем Н. И. Кибальчицем. В нем использовался пороховой двигатель с программным режимом горения, обеспечивавший устойчивость аппарата.

В конце XIX века великий русский ученый К. Э. Циолковский начал исследовать проблемы межпланетных полетов. В 1883 г. он написал книгу «Свободное пространство», посвященную космонавтике, а в 1903 г.— «Исследование мировых пространств реактивными приборами». В это время появляются также работы и проекты ракетных аппаратов А. П. Федорова, Ф. Р. Гешвенда, Н. И. Тихомирова и др. И. В. Мещерский в своих трудах (1887—1904 гг.) предложил основные уравнения движения точки переменной массы. Один из пионеров ракетной техники Ю. В. Кондратюк (А. И. Шаргей) независимо от К. Э. Циолковского исследовал основные проблемы космонавтики (1919—1929 гг.).

В этот период за рубежом начинают появляться работы по теоретическим и экспериментальным исследованиям в области ракетной техники. Среди них следует отметить труды немецкого изобретателя Г. Гасвиндта, немецких ученых Г. Оберта, Э. Зенгера, Р. Небеля, американского ученого Р. Годдарда и др.

В 1928—1932 гг. советский ученый, исследователь и популяризатор космонавтики Н. А. Рынин издал первый энциклопедический труд по истории и теории реактивного движения и космических полетов — «Межпланетные сообщения».

В 1929—1932 гг. Ф. А. Цандер, один из пионеров советского ракетостроения и основателей Группы изучения реактивного движения (ГИРД), построил и испытал реактивный двигатель, работавший на сжатом воздухе с бензином, а в 1933 г.— реактивный двигатель на жидком кислороде с бензином. Он изложил теорию устройства космических ракет, их полетов, вопросы оптимальных термодинамических циклов двигателей и т. д.

Среди научных и технических поисков особое место занимают фундаментальные исследования выдающегося русского

ученого, изобретателя и мыслителя, основоположника теоретической космонавтики К. Э. Циолковского, чьи труды способствовали возникновению и развитию нового раздела науки и техники — теории реактивного движения.

К. Э. Циолковский вывел основное уравнение движения ракеты, определяющее ее характеристическую скорость, известное ныне как формула Циолковского, а также ряд других. Например, К. Э. Циолковский много внимания уделял исследованию влияния на полет ракеты силы земного тяготения и сопротивления атмосферы, выбору наимыгоднейшего угла подъема реактивных аппаратов.

Им разработаны основные указания по конструированию и изготовлению деталей ракеты, выбору топлива. Он предложил использование составных ракет — ракетных поездов и разработал для них математическую теорию. Ему принадлежат идеи создания крупных орбитальных (обитаемых) станций и космических поселений и т. д.

В 1921 г. в Москве при военном ведомстве была организована первая советская научно-исследовательская и опытно-конструкторская организация по ракетной технике. Вначале она именовалась Лабораторией для разработки изобретений Н. И. Тихомирова. Н. И. Тихомиров был руководителем первых в нашей стране разработок реактивных снарядов на бездымном порохе. В 1925 г. лаборатория перебазировалась в Ленинград, где в 1928 г. ей было присвоено название Газодинамической лаборатории (ГДЛ). В ГДЛ в подразделении В. П. Глушко создавались электрические ракетные двигатели (ЭРД) и жидкостные ракетные двигатели (ЖРД). Это подразделение впоследствии превратилось в опытно-конструкторское бюро (ГДЛ—ОКБ), руководителем которого был В. П. Глушко.

В 1924 г. в Москве создается Общество изучения межпланетных сообщений, объединившее многих талантливых инженеров и ученых страны. В его работе принимали участие К. Э. Циолковский, Ф. А. Цандер, В. П. Ветчинкин и др. Общество просуществовало около года и сыграло заметную роль в пропаганде идей космонавтики в нашей стране.

В 1931 г. при Обществе содействия обороне, авиационному и химическому строительству (Осоавиахим) в Москве и Ленинграде были организованы Группы изучения реактивного движения — МосГИРД и ЛенГИРД, объединившие на общественных началах энтузиастов ракетной техники. В МосГИРД работали Ф. А. Цандер, С. П. Королев, Ю. А. Победоносцев, М. К. Тихонравов и другие, а в ЛенГИРД — Н. А. Рынин, Я. Н. Перельман, В. В. Разумов и другие.

Решением Центрального совета Осоавиахима в 1932 г. в стране создается научно-исследовательская и опытно-конструкторская организация во главе с С. П. Королевым, сохранив-

шая название ГИРД. В составе ГИРД работали четыре проектно-конструкторские бригады, возглавляемые Ф. А. Цандером, М. К. Тихонравовым, Ю. А. Победоносцевым и С. П. Королевым, а также производственные бригады, в которых разрабатывались и испытывались ракеты.

Газодинамическая лаборатория и Группа изучения реактивного движения сыграли основную роль в зарождении отечественного ракетостроения.

Первая советская экспериментальная жидкостная ракета ГИРД-09 на гибридном топливе, созданная под руководством С. П. Королева по проекту М. К. Тихонравова, имела стартовую массу 19 кг, массу топлива 5 кг, длину 2,4 м. Ракета при первом пуске 17 августа 1933 г. достигла высоты около 400 м. Дальнейшие успешные пуски ракеты ГИРД-X проводились на высоту 1,5 км. Экспериментальная ракета с ЖРД, созданная по проекту Ф. А. Цандера, была запущена 25.11.1933 г. Стартовая масса ракеты была 29,5 кг, масса топлива — 8,3 кг, длина — 2,2 м.

На базе ГДЛ и ГИРД в Москве в 1933 г. был создан Реактивный научно-исследовательский институт (РНИИ) — научно-исследовательская и опытно-конструкторская организация. Большая роль в его организации принадлежала М. Н. Тухачевскому.

В РНИИ исследовались все основные проблемы ракетной техники. Творческий коллектив института создал ряд экспериментальных баллистических и крылатых ракет и двигателей к ним. Многие из них в 1934—1939 гг. совершили успешные полеты. Разработанные в ГДЛ пороховые ракетные снаряды после доработки в РНИИ широко применялись во время Великой Отечественной войны.

Особенно хорошо зарекомендовали себя самоходные установки БМ-13 с реактивными снарядами, названные в народе «катюшами». Одним из руководителей работ по ракетной технике, возглавлявшим РНИИ в период 1933—1937 гг., был И. Т. Клейменов.

За рубежом первый пуск ракеты был осуществлен Р. Годдардом в 1926 г. В 1934 г. были проведены пуски ракет с ЖРД, разработанных немецким ученым В. фон Брауном, на высоту 2,5 км. В 1927 г. было основано немецкое Общество межпланетных сообщений по разработке и испытанию ракет с ЖРД, а в 1930 г. — Американское ракетное общество по проблемам управляемых ракет и космических полетов.

В 1933 г. создается Британское межпланетное общество, в котором в 1939 г. был разработан проект космического корабля с экипажем (три человека) для экспедиции на Луну.

Все эти работы значительно расширили рамки исследований в теории космонавтики и дали новые интересные результаты,

однако относительно мало продвинули вперед изыскания в области космических полетов. Дальнейшая интенсификация работ по созданию ракетной техники требовала значительных ассигнований, больших промышленных ресурсов, создания новых лабораторий, привлечения крупных коллективов ученых, инженеров к этим работам и подготовки профессиональных кадров.

Определенные успехи, наметившиеся в развитии ракетной техники, привлекли внимание военных кругов. Так, в Германии, близ Пенемюнде, в 1937 г. был создан центр вооружения, где в 1942 г. была разработана боевая баллистическая ракета «Фау-2».

После окончания второй мировой войны ракетно-космическая техника наиболее интенсивно стала развиваться в Советском Союзе и США. В СССР были созданы серии ракет-носителей «Восток», «Космос», «Протон», «Восход», «Энергия» и т. д.; в США — «Атлас», «Титан», «Юпитер», «Сатурн» и др.

Большой размах в нашей стране получают исследования ближнего и дальнего космоса и планет Солнечной системы с помощью исследовательских, метеорологических, навигационных, геофизических и других космических аппаратов, обитаемых орбитальных и автоматических межпланетных станций, спускаемых аппаратов, созданных научно-производственными коллективами, которые возглавляли выдающиеся советские конструкторы ракетно-космической техники С. П. Королев, В. П. Глушко, В. Н. Челомей, М. К. Янгель, В. П. Мишин, Г. Н. Бабакин, Н. А. Пилюгин, А. М. Исаев, С. А. Косберг. Большой вклад в развитие космонавтики внесли крупнейшие ученые страны М. В. Келдыш, А. А. Благоврахов, Б. Н. Петров и др.

Начало космической эры относится к октябрю 1957 г., когда с использованием ракетно-космической системы, созданной под руководством С. П. Королева, на орбиту был выведен первый в мире искусственный спутник Земли. 12 апреля 1961 г. на космическом корабле «Восток» впервые в истории человечества совершил космический полет наш соотечественник Ю. А. Гагарин.

Эпоха освоения космического пространства тесно связана с именем главного конструктора ракетно-космических систем, основоположника практической космонавтики академика Сергея Павловича Королева. Научное предвидение, организаторские способности, талант большого ученого, твердая воля и необычная энергия позволили С. П. Королеву на протяжении долгих лет направлять работу по решению сложнейших научно-технических задач в области космонавтики ряда научно-исследовательских и конструкторских коллективов. В результате были созданы баллистические и геофизические ракеты, ракеты-но-

сители, искусственные спутники Земли (ИСЗ), пилотируемые космические корабли, автоматические межпланетные станции и т. д. В настоящее время эта работа продолжается. Проведены уникальные полеты космических станций «Вега», «Фобос», «Марс» и др., совершены мягкие посадки автоматических аппаратов на Венеру, созданы многоразовая транспортная космическая система «Энергия — Буран» и многоцелевые долговременные орбитальные станции «Салют», «Мир» и т. д.

Особенностью современных исследований в нашей стране является широта масштабов исследований, разнообразие запущенных в космос КА и международное сотрудничество со многими странами в изучении и освоении космического пространства в мирных целях.

Введение написано Б. М. Панкратовым и А. Д. Родионовым, гл. 1—6 — Б. М. Панкратовым, гл. 7 и 8 — В. Н. Гушиным, приложение — В. Н. Гушиным и А. Д. Родионовым.

ОБЩИЕ ВОПРОСЫ ТЕОРИИ ДВИЖЕНИЯ
ТРАНСПОРТНЫХ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ

1.1. ОСНОВНЫЕ СООТНОШЕНИЯ РЕАКТИВНОГО
ДВИЖЕНИЯ, СИЛЫ И МОМЕНТЫ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА КА

Под основными соотношениями реактивного движения обычно понимаются законы механики и вытекающие из них следствия, определяющие движение летательного аппарата.

Одним из основных соотношений является уравнение Мещерского для точки с переменной массой.

Задачу сформулируем следующим образом: пусть тело переменной массы m совершает поступательное движение со скоростью V . Масса тела изменяется во времени вследствие непрерывного присоединения частиц с относительной (относительно тела) скоростью. За время t к телу массой m присоединится некоторая масса Δm со скоростью W . Если принять, что W имеет направление, обратное V , то абсолютная скорость массы Δm будет $V - W$ (рис. 1.1) [16].

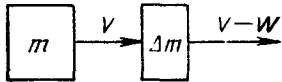


Рис. 1.1. Схема движения тела переменной массы

Используя закон Ньютона (изменение количества движения равно импульсу сил P , действующих на систему), получаем, что количество движения системы до присоединения масс будет

$$mV + \Delta m(V - W),$$

а после присоединения —

$$(m + \Delta m)(V + \Delta V).$$

Тогда

$$(m + \Delta m)(V + \Delta V) - mV - \Delta m(V - W) = \Delta t \Sigma P_i \quad (1.1)$$

где ΣP_i — сумма внешних сил, действующих на систему за время Δt ,
отсюда

$$m\Delta V + \Delta mW + m\Delta V = \Delta t \Sigma P_i \quad (1.2)$$

Разделив обе части уравнения (1.2) на Δt и переходя к пределам, получаем уравнение Мещерского

$$m \frac{dV}{dt} = - \frac{dm}{dt} W + \Sigma P_i \quad (1.3)$$

Для неизменной массы $dm/dt = 0$ получим обычное уравнение второго закона Ньютона

$$m \frac{dV}{dt} = \Sigma P_i \quad (1.4)$$

Таким образом, член $(dm/dt)W$ уравнения (1.3) можно рассматривать как силу, приложенную к телу массой m . Если W имеет направление, обратное скорости V поступательного движения тела ($W > 0$), то сила будет тормозящей (уменьшающей V). При этом $dm/dt > 0$, т. е. масса тела возрастает. Если же масса будет уменьшаться ($dm/dt < 0$), то сила $\frac{dm}{dt}W$ будет движущей.

Для летательных аппаратов уравнение (1.3) можно представить в виде

$$m \frac{dV}{dt} = \frac{dm}{dt} W + \Sigma P_i \quad (1.5)$$

где $\frac{dm}{dt} = \dot{m}$ — секундный расход массы (топлива); W — скорость истечения продуктов сгорания.

Определим скорость, которую рассматриваемая система (летательный аппарат) может получить в идеальном случае, когда ее движение происходит вне атмосферы и поля тяготения Земли.

Согласно (1.4) можем записать, что

$$m \frac{dV}{dt} = - \frac{dm}{dt} W_e \quad (1.6)$$

так как $m \frac{dV}{dt} = P$, а тяга в пустоте может быть представлена в виде

$$P = \dot{m} W + S_a p_a \quad (1.7)$$

или

$$P = \dot{m} W_e,$$

где $W_e = W + \frac{S_a p_a}{\dot{m}}$ — эффективная скорость истечения. Тогда

зависимость (1.5) может быть представлена в виде

$$dV = - W_e \frac{dm}{m} \quad (1.8)$$

Поскольку эффективную скорость истечения можно принять постоянной, то интегрируя (1.7), имеем

$$V = - W_e (\ln m - c),$$

где c — некоторая постоянная.

При $t=0$ $m=m_0$.

тогда

$$V = W_e \ln \frac{m}{m_0} = -W_e \ln \mu, \quad (1.9)$$

где $\mu = m/m_0$ — относительная масса системы.

В конечный момент полета ($t = t_k$, $m = m_k$, $V = V_k$)

$$V_k = -W_e \ln \mu_k, \quad (1.10)$$

где $\mu_k = m_k/m_0$ — относительная конечная масса системы.

Рассмотрим основные системы координат, используемые в данном пособии.

Если движение транспортной системы рассматривается в прямоугольной системе координат $O_0X_cY_cZ_c$, неподвижно связанной с Землей (рис. 1.2, а), то эту систему координат называют

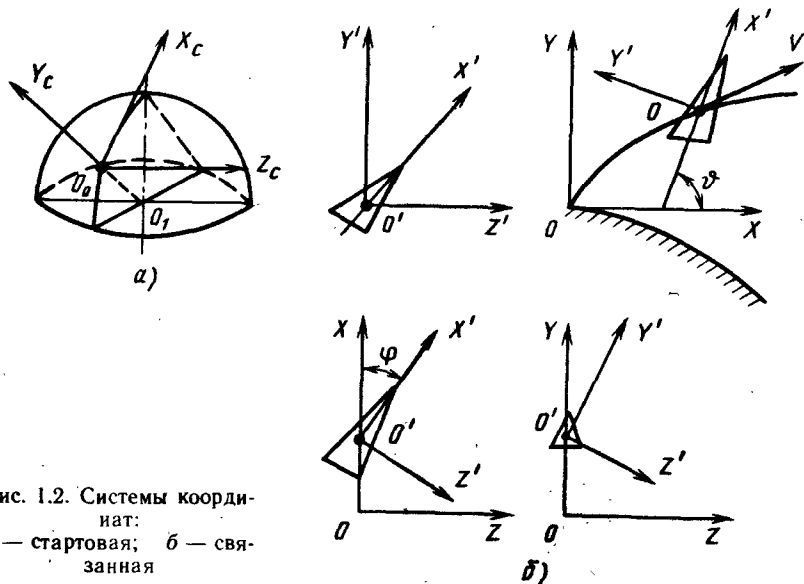


Рис. 1.2. Системы координат:
а — стартовая; б — связанная

стартовой или земной. Ось O_0X_c направляется в этом случае по касательной к поверхности Земли в точке старта, ось O_0Z_c — перпендикулярно к плоскости $O_0X_cY_c$ (вправо от направления полета).

Земная система координат (при вращении Земли вокруг своей оси) совершает полный оборот за одни звездные сутки (86164 с). Иногда эту систему называют инерциальной системой координат.

Связанная подвижная система координат (рис. 1.2, б). Начало ее помещается в центре масс (тяжести) транспортной системы. Ось $O'X'$ направляется вдоль продольной оси аппарата, а оси $O'Y'$ и $O'Z'$ — в плоскости, перпендикулярной ей, так, чтобы в положении на старте плоскость $O'X'Y'$ совпадала с плоскостью OXY земной системы координат, а ось $O'Z'$ имела то же направление, что и ось OZ . Для определения взаимного направления осей связанной и стартовой систем координат введем некоторые углы θ , φ и γ . Угол тангажа θ заключен между продольной осью аппарата OX и плоскостью OXY . Угол рысканья φ — между осью OX и плоскостью OYZ . Угол крена γ — между осью $O'Y'$ и плоскостью OXY . Обе системы (стартовая и связанная) часто используются при баллистических расчетах и расчетах устойчивости полета ТКС.

Скоростная (поточная) система координат (рис. 1.3). вводится для удобства аэродинамических расчетов на атмосферных участках полетов ТКС.

Начало этой системы лежит в центре тяжести ТКС. Ось $O''X''$ направлена по вектору скорости, ось $O''Y''$ — по линии пересечения плоскости, перпендикулярной касательной к траектории полета в данной точке, с плоскостью самой траектории, ось $O''Z''$ — перпендикулярно плоскости $O'X'Y'$.

Связанная и скоростная системы координат при полете ТКС не совпадают. Ось $O'X'$ образует с вектором скорости угол атаки α (см. рис. 1.3), при этом угол тангажа θ будет равен

$$\theta = \theta + \alpha,$$

где θ — угол между направлением вектора скорости (или осью $O''X''$) и горизонтом (осью OX).

При старте с Земли (планеты) ТКС находятся в поле действия притяжения Земли (планеты), кроме того они будут испытывать и воздействия атмосферы. Полет в атмосфере требует затраты энергии на преодоление сил трения и лобового сопротивления, действующих на транспортную систему. Сумма этих сил обычно записывается в виде

$$X_a = c_{x_a} \frac{\rho V^2}{2} S, \quad (1.11)$$

где c_{x_a} — безразмерный коэффициент силы лобового сопротивления; ρ — плотность атмосферы; S — площадь миделевого сечения (наибольшего поперечного сечения ЛА).

Экспериментально установлено, что c_{x_a} зависит от формы аппарата, скорости полета (числа $M = V/a$, где a — скорость звука) и угла атаки α (рис. 1.4).

* Формула предложена К. Э. Циолковским [17].

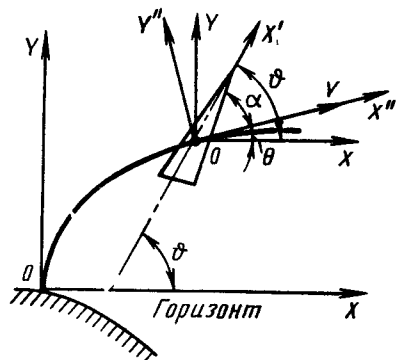


Рис. 1.3. Поточная (скоростная) система координат

Изменение скорости движения воздуха, обтекающего ЛА в полете при угле $\alpha \neq 0$, вызывает появление подъемной силы, действующей на аппарат. Эта сила может быть выражена аналогично (1.11):

$$Y_a = c_{ya} \frac{\rho V^2}{2} S, \quad (1.12)$$

где c_{ya} — безразмерный коэффициент аэродинамической подъемной силы (рис. 1.4).

Установка стабилизаторов и других несущих поверхностей вызывает увеличение подъемной силы даже при малых углах атаки (рис. 1.5).

Считаем, что центр масс (ц. м.) аппарата лежит на его продольной оси на расстоянии x_m от вершины. При этом результирующая всех массовых сил всегда действует по прямой, проходящей через ц. м., и не создает относительно его момента, аэродинамические силы приложены в точке, которая называется центром давления (ц. д.).

Если осевая аэродинамическая сила X действует вдоль оси аппарата, то она тоже не создает момента относительно ц. м. В свою очередь, подъемная сила Y_a создает относительно центра масс момент

$$M_a = Y_a (x_d - x_m),$$

который действует в плоскости, проходящей через ось аппарата и касательную к траектории (x_d — центр давления, точка приложения аэродинамических сил; x_m — центр масс).

Если $x_d > x_m$, то M_a уменьшает угол α . В этом случае момент называется стабилизирующим аэродинамическим моментом, а ЛА — статически устойчивым.

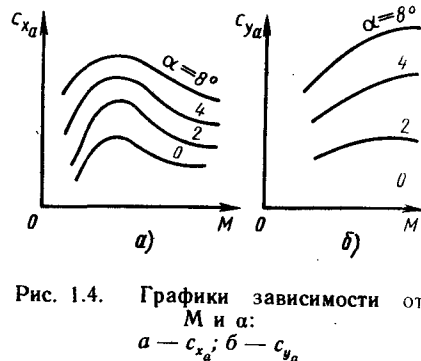


Рис. 1.4. Графики зависимости от M и α : а — c_{xa} ; б — c_{ya}

Если $x_d < x_m$, то ЛА — статически неустойчив. M_a увеличивает угол атаки (опрокидывающий момент). Если $x_d = x_m$ — летательный аппарат «нейтральный». Если в качестве органов управления на аппарате используются воздушные, газовые рули или поворотные двигатели (сопла), то необходимо учитывать и силы, действующие от этих органов управления. Эти силы обычно приводятся к оси шарнира, его поворотной части в виде составляющих сил и их моментов. Момент, действующий на органы управления и вычисленный путем приведения сил к оси вращения органов управления, называется шарнирным моментом. Каждый из составляющих моментов рассматривается обычно как сумма моментов от аэродинамических сил и демпфирующих моментов.

Под последними понимают моменты M_d , значения которых зависят от угловой скорости ЛА ω относительно некоторых осей ЛА. Они направлены в сторону, противоположную вращению, и в первом приближении пропорциональны ω (см. рис. 1.5). Таким образом, демпфирующий момент является очевидным следствием простого сопротивления атмосферы повороту аппарата:

$$M_d = c_d \frac{\rho V^2}{2} \frac{\omega}{V} S L^2,$$

где c_d — безразмерный коэффициент демпфирующей силы; L — длина ЛА.

При рассмотрении моментов, действующих на ЛА, необходимо учитывать и внутренний демпфирующий момент, обусловленный наличием кориолисова ускорения, которое возникает при повороте вместе с ЛА потоков жидкости, движущихся по бакам и трубопроводам аппарата, и газов, движущихся по соплу и камере сгорания (рис. 1.6). Элементарный момент кориолисовой силы

$$dM_{д.вн} = 2\omega W \rho S_x (x - x_m) dx, \quad (1.13)$$

где W — скорость движущегося в аппарате потока (жидкости,

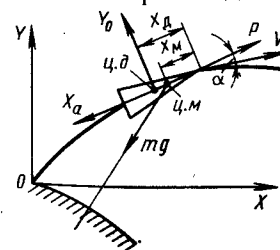


Рис. 1.5. Схема сил, действующих на ТКС в полете

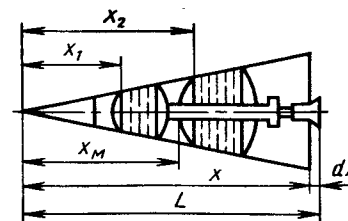


Рис. 1.6. Схема ТКС

газа); dx — элемент длины с поперечным сечением S_x (массой $\rho S_x dx$); ω — угловая скорость ЛА.

Интегрируя выражение (1.13) по x в пределах x_2 , L и x_1 , x_2 и проводя преобразования, получим

$$M_{д.вн} = \omega \{ \dot{m}_1 [(l - x_m)^2 - 2(x_1 - x_m)^2] + \dot{m}_2 [(L - x_m)^2 - 2(x_2 - x_m)^2] \}, \quad (1.14)$$

где \dot{m}_1 , \dot{m}_2 — секундные массовые расходы компонентов (окислителя, горючего).

Наличие газовой струи, истекающей из сопла двигателя, приводит не только к внутреннему демпфирующему моменту. Вследствие подсоса и изменения условий образования пограничного слоя имеет место изменение $M_{д.}$. Например, на начальном участке полета, когда скорость еще мала, только за счет подсоса потока у ЛА, снабженного стабилизаторами, возникает $M_{д.}$, превышающий $M_{д.вн}$ (газодинамический) в 2...3 раза.

1.2. ДВИЖЕНИЕ ТЕЛА В ПЛОСКОПАРАЛЛЕЛЬНОМ И ЦЕНТРАЛЬНОМ ПОЛЯХ ТЯГОТЕНИЯ

Из курса физики известно, что всякое тело, брошенное под углом θ_0 к горизонту со скоростью V_0 , движется (если не учитывать сил сопротивления воздуха) по параболе (рис. 1.7).

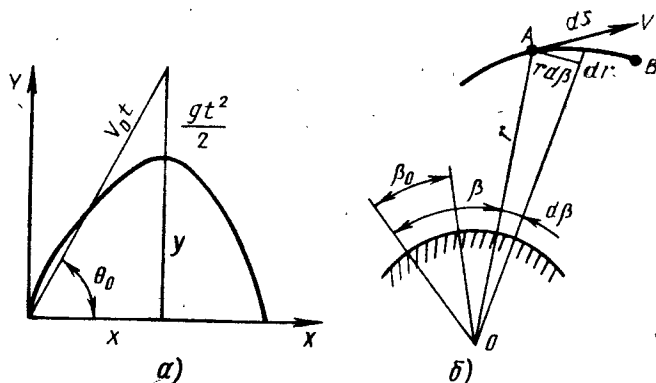


Рис. 1.7. Движение тела:

а — в плоскопараллельном поле тяготения; б — в центральном поле тяготения

Действительно, спустя некоторое время после начала движения, координаты брошенного тела будут

$$x = V_0 t \cos \theta_0;$$

$$y = V_0 t \sin \theta_0 - \frac{gt^2}{2}. \quad (1.15)$$

Исключая из (1.15) t , получаем уравнение параболы:

$$y = x \operatorname{tg} \theta_0 - x^2 \frac{g}{2V_0^2 \cos^2 \theta_0}.$$

Полученное выражение справедливо в ограниченных пределах. При его выводе предполагалось, что поле земного тяготения плоскопараллельно и ускорение свободного падения не меняется по величине. На самом деле поле земного тяготения центральное, а ускорение свободного падения по мере набора высоты меняется следующим образом:

$$g = g_0 \left(\frac{R_3}{H} \right)^2,$$

где $H = R_3 + y$ — высота; R_3 — радиус Земли.

Эти соображения не могут иметь существенного значения для систем, предназначенных для транспортировки грузов на небольшие дальности и малые высоты. В противном же случае (при больших дальностях и высоте) указанное обстоятельство необходимо принимать во внимание.

Задача об определении характеристик траектории полета ЛА в такой постановке совпадает с задачей определения параметров орбит небесных тел (задача Кеплера). Теория движения тела в этих условиях носит название «эллиптической» в отличие от упомянутой выше задачи о полете тела по параболе (см. рис. 1.7, б).

Предположим, что после выключения двигателя ТКС продолжает движение по инерции в безвоздушном пространстве. Тогда, используя зависимости эллиптической теории [3] в первом приближении, можно определить полную дальность полета системы

$$L = L_k + L_{эл} + L_{сп},$$

где L_k , $L_{эл}$, $L_{сп}$ — дальности активного, эллиптического участка и участка падения (спуска в атмосфере) соответственно.

В первом приближении можно принять, что $L_k = L_{сп}$, тогда

$$L = L_{эл} + 2L_k,$$

где $L_k = R_3 \delta$; $\delta = x_k / (R_3 + y)$.

Согласно (1.15) в общем виде положение ЛА (его координаты) при движении на активном участке можно представить (при $\vartheta = \theta$) следующими выражениями (рис. 1.8):

$$x = \frac{W_e}{g_0 n_0} \int_0^1 V \cos \vartheta d\mu;$$

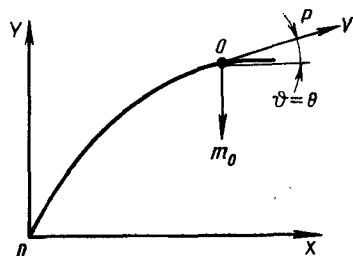


Рис. 1.8. Определение координат активного участка

$$y = \frac{W_0}{g_0 n_0} \int_{\mu}^1 V \sin \theta d\mu, \quad (1.16)$$

где W_e — скорость истечения (согласно (1.7) $W_e = P/\dot{m}$); $\mu = m/\dot{m}_0$ — относительная масса аппарата (зависимость (1.9)), или

$$\mu = \frac{m_0 - \dot{m}t}{m_0} = 1 - \frac{\dot{m}}{m_0}t = 1 - \frac{g_0 n_0}{W_e}t; \quad d\mu = -\frac{g_0 n_0}{W_e}dt; \quad n_0 = \frac{P_0}{m_0 g_0}$$

тяговооруженность (иногда ее называют перегрузкой); g_0 — ускорение свободного падения; m_0 , m — начальная масса и масса в некоторый момент времени полета t соответственно.

Уравнения движения согласно рис. 1.8 можно представить в виде

$$\begin{aligned} m \frac{dV_x}{dt} &= P \cos \theta; \\ m \frac{dV_y}{dt} &= P \sin \theta - m g_0, \end{aligned} \quad (1.17)$$

или

$$\begin{aligned} \frac{dV_x}{dt} &= g_0 n_0 \cos \theta; \\ \frac{dV_y}{dt} &= g_0 n_0 \sin \theta - g_0, \end{aligned} \quad (1.18)$$

где

$$V_x = \frac{dx}{dt}; \quad V_y = \frac{dy}{dt}.$$

Приведем зависимость (1.18) к более общему виду, тогда

$$\begin{aligned} dV_x &= g_0 n_0 \cos \theta dt; \\ dV_y &= g_0 (n_0 \sin \theta - 1) dt. \end{aligned} \quad (1.19)$$

Интегрируя (1.19) и принимая во первом приближении $\theta = \text{const}$, имеем

$$\begin{aligned} \bar{V}_x &= \frac{V_x}{W_e} = (1 + \mu) \cos \theta; \\ \bar{V}_y &= \frac{V_y}{W_e} = (1 - \mu) \left(\sin \theta - \frac{1}{n_0} \right). \end{aligned} \quad (1.20)$$

В свою очередь, интегрируя систему (1.20), находим

$$\begin{aligned} \bar{x} &= \frac{x}{W_e^2 \frac{1}{g_0}} = \frac{\cos \theta}{2n_0} (1 - \mu)^2; \\ \bar{y} &= \frac{y}{W_e^2 \frac{1}{g_0}} = \frac{1}{2n_0} (n_0 \sin \theta - 1) (1 - \mu)^2, \end{aligned} \quad (1.21)$$

и в конце активного участка движения аппарата, когда $\theta = \theta_k$, $\mu = \mu_k$ ($\mu_k = m_k/m_0$ — конечная масса аппарата)

$$\begin{aligned} \bar{x}_k &= \frac{\cos \theta_k}{2n_0} (1 - \mu_k)^2; \\ \bar{y}_k &= \frac{1}{2n_0} (n_0 \sin \theta_k - 1) (1 - \mu_k)^2. \end{aligned}$$

1.3. ОСНОВНЫЕ УЧАСТКИ ТРАЕКТОРИИ ПОЛЕТА ТРАСПОРТНОЙ СИСТЕМЫ

Основными участками траектории полета ТКС являются:

1. Активный — движение системы с работающими двигателями.

При старте с Земли (планеты) этот участок условно можно разбить на следующие: вертикальный полет, программный разворот системы и участок выключения двигателей. Полет на активном участке может происходить в атмосфере планеты, однако при движении в космическом пространстве активными участками можно также считать элементы траектории (орбиты), когда работают двигатели разгонно-тормозных и корректирующих блоков космического аппарата (при старте с ИСЗ или ИСП и наборе заданной скорости), а также во время работы тормозных двигателей при входе в атмосферу и посадке спускаемых аппаратов на Землю (планету) и т. д.

2. Свободного полета по траектории или орбите (пассивный участок).

В этом случае аппарат совершает движение как свободно брошенное тело.

3. Снижения — вход аппарата в атмосферу, полет в ней и посадка на планету. Для ряда планет этот участок может быть безатмосферным.

Активный участок полета

Рассмотрим вначале приближенные уравнения движения ЛА как материальной точки, учитывающие лишь основные силы, действующие на него в полете на активном участке. Вращение

Земли (в первом приближении) не учитывается (см. рис. 1.5).

Используя подход, примененный при выводе уравнений (1.17), можем записать, что

$$\begin{aligned} \frac{dV}{dt} &= \frac{P-X}{m} - g_0 \sin \theta; \\ \frac{dx}{dt} &= V \cos \theta; \\ \frac{dy}{dt} &= V \sin \theta, \end{aligned} \quad (1.22)$$

где $\theta = f(t)$; $\theta = \theta + \alpha$ [см. (1.17)]; $m = m_0 - \dot{m}t$; m_0 — начальная масса.

Для тяги принимаем следующий закон изменения в зависимости от высоты:

$$P = P_0 + S_a(p_0 - p_H), \quad (1.23)$$

где P_0 , P — тяга на Земле и на высоте H ; p_0 , p_H — давление атмосферы у поверхности Земли и на высоте H ; S_a — площадь выходного сечения сопла двигателя.

Согласно (1.23) тяга двигателей достигает максимального значения при $P_H = 0$, т. е. на некоторой высоте H (в пустоте)

$$P_H = P_0 + S_a p_0.$$

Сила сопротивления атмосферы $X = f(t)$ определяется по формуле (1.11).

Величина V , входящая в уравнения системы (1.22), представляет собой некоторую располагаемую скорость, сообщаемую полезному грузу в процессе его разгона и выведения на орбиту.

В правые части уравнений (1.22) входят функции $P(t)$, $x(t)$, $\theta(t)$, $m(t)$, зависящие от времени. В общем случае можно эти функции выбрать таким образом, чтобы в конце активного участка (участка выведения) на заданной высоте получить наибольшую скорость. В силу взаимности полученное решение будет обеспечивать также достижение при заданной скорости наибольшей высоты, а также достижение заданных высоты и скорости при минимальном расходе топлива. В последнем случае при заданной массе полезного груза можно свести задачу к получению минимальной начальной массы системы (или при заданной начальной массе — максимального полезного груза).

Решим систему (1.22) при следующих граничных условиях:

$$\begin{aligned} t=0; y=0; x=0; V=0; \\ t=t_k; y=y_k; x=x_k; V=V_k. \end{aligned}$$

Второе уравнение системы (1.22) служит только для определения координаты x . Если не накладывать никаких ограничений на дальность полета, то это уравнение при решении

поставленной задачи не будет использовано, так как координата x в другие уравнения не входит.

Скорость в конце участка разгона получим, интегрируя первое уравнение (1.22) в пределах от 0 до t_k :

$$V_k = \int_0^{t_k} \left(\frac{P-X}{m} - g_0 \sin \theta \right) dt. \quad (1.24)$$

Третье уравнение (1.22) является дифференциальной связью [3].

Решая уравнение (1.24) и приведя его к безразмерному виду, получим для одноступенчатой системы [3]:

$$\begin{aligned} \bar{V}_k = \frac{V_k}{P_{уд.п} g_0} = - \left[\ln \mu_k + \frac{1}{n_0} \int_{\mu_k}^1 \sin \theta d\mu + \frac{1}{n_0 p_k} \int_{\mu_k}^1 \frac{q c_{x_a}}{\mu} d\mu + \right. \\ \left. + \frac{\Delta P_{уд}}{P_{уд.п}} \int_{\mu_k}^1 \frac{p_H}{P_0} d\mu \right]. \end{aligned} \quad (1.25)$$

В общем виде зависимость (1.25) может быть представлена следующим образом:

$$\bar{V}_k = \frac{V_k}{P_{уд.п} g_0} = \bar{V}_{ид} - \Delta \bar{V}_g - \Delta \bar{V}_{атм}, \quad (1.26)$$

где $\Delta \bar{V}_{атм} = \Delta \bar{V}'_{атм} + \Delta \bar{V}''_{атм}$.

Рассмотрим составляющие уравнений (1.25) и (1.26).

$$\Delta \bar{V}_{ид} = \frac{V_{ид}}{P_{уд.п} g_0} = - [\ln \mu_k] -$$

безразмерная идеальная скорость в конце активного участка работы системы, определяемая по формуле Циолковского, т. е. скорость системы, движущейся при условии отсутствия притяжения Земли и влияния атмосферы. Тяга в этом случае будет постоянной и максимальной на всем участке движения. $\mu = \frac{m_k}{m_0}$ — относительная конечная масса ТКС;

$$\mu_k = \frac{m_0 - \dot{m}t}{m_0} = 1 - \frac{n_0}{P_{уд}} t_k; d\mu_k = - \frac{n_0}{P_{уд}} dt_k; \quad (1.27)$$

$P_{уд.п} = \frac{P_H}{\dot{m} g_0}$ — удельная тяга двигателей в пустоте; $\mu = \frac{m}{m_0}$ — относительная масса транспортной системы,

$$\mu = \frac{m - \dot{m}t}{m_0} = 1 - \frac{n_0}{P_{уд}} t; d\mu = - \frac{n_0}{P_{уд}} dt.$$

Членом $\Delta \bar{V}_g$ определяется относительная величина потерь скорости, вызванная действием силы тяжести. Эти потери являются наиболее существенными и могут составить 10...20%:

$$\Delta \bar{V}_g = \frac{\Delta V_g}{P_{уд.п} g_0} = \frac{1}{n_0} \int_{\mu_k}^1 \sin \theta d\mu, \quad (1.28)$$

где $n_0 = \frac{P_0 - \Delta P_{упр}}{m_0 g_0}$ — начальная перегрузка*; $\Delta P_{упр}$ — потери тяги

на управление ЛА; $\Delta \bar{V}_{атм} = \frac{\Delta V_{атм}}{P_{уд.п} g_0} = \frac{1}{n_0 P_{\mu}} \int_{\mu_k}^1 \frac{c_x q}{\mu} d\mu$ — относитель-

ная величина потерь скорости на преодоление сопротивления атмосферы. Они составляют 2...3% и меньше; $P_{\mu} = \frac{m_0 g_0}{S_{mid}}$ — удель-

ная нагрузка на миделевое сечение; $q = \frac{\rho V^2}{2}$ — скоростной напор.

Так как давление атмосферы с высотой уменьшается, то согласно (1.23) тяга изменяется, увеличивается от минимального значения на земле до максимального P_n в пустоте. Поэтому идеальная скорость имеет завышенное значение и член уравнения (1.26) $\Delta \bar{V}_{атм}$ представляет собой соответствующую поправку, учитывающую это обстоятельство, т. е.

$$\Delta V''_{атм} = \frac{\Delta V''}{P_{уд.п} g_0} = \frac{\Delta P_{уд.п}}{P_{уд.п}} \int_{\mu_k}^1 \frac{P_n}{P_0 \mu} d\mu, \quad (1.29)$$

где $\Delta P_{уд.п} = P_{уд.п} - P_{уд.0}$.

Выражение конечной скорости для многоступенчатой системы можно представить в следующем виде:

$$\bar{V}_{кN} = \frac{V_{кN}}{P_{уд.п} N g_0} = \sum_{i=1}^N \bar{V}_{ки}, \quad (1.30)$$

где $\Delta P_{уд.п} N = \frac{P_{пN}}{m_{N} g_0}$ — удельная тяга N -й ступени; $P_{пN}$, m_N — тяга

в пустоте и секундный расход топлива N -й ступени; $i = I, II, \dots, N$ — число ступеней.

* Здесь и в дальнейшем под перегрузкой будем понимать некоторое отношение суммы внешних (поверхностных) сил (тяги, сопротивления атмосферы, реакции и т. д.), действующих на систему (в данном случае ЛА), к ее весу.

1.4. ТРЕБОВАНИЯ К ВЫБОРУ УПРАВЛЕНИЯ ТКС

Система управления (СУ) ракеты-носителя (РН) ТКС состоит из двух основных подсистем: наведения (для управления движением центра масс и разделения ступеней) и угловой стабилизации, обеспечивающей управление движением аппарата вокруг центра масс.

Управление движением центра масс (движением ТКС по траектории выведения) осуществляется путем изменения значений и направления сил (моментов). В свою очередь, управление движением вокруг центра масс обеспечивается изменением значений и направления действия моментов в плоскостях XOY , XOZ , YOZ , для создания которых каждая составляющая (ступень) носителя имеет специальные органы управления. Сигналы, поступающие на приводы органов управления для создания управляющих усилий, вырабатываются бортовой аппаратурой. Последняя в процессе выведения РН измеряет фактические параметры линейного и углового движения ЛА, преобразует и сравнивает их с параметрами расчетной траектории движения. Рассогласование фактических и расчетных параметров траектории служит сигналом для выработки СУ команд на исполнительные органы (двигатели, воздушные и газовые рули, сопла и другие органы управления).

Подсистема наведения включает в себя блоки нормальной стабилизации, боковой стабилизации и регулирования кажущейся скорости [3].

Подсистема угловой стабилизации стабилизирует положение аппарата по трем осям (OX , OY , OZ). Ее основу составляет автомат стабилизации, вырабатывающий управляющие сигналы. Хотя в целом система энергопитания и может быть самостоятельной, однако часто на борту ТКС имеется специальный блок энергопитания, предназначенный для СУ и являющийся ее подсистемой. На РН в этом случае применяются химические источники питания, турбогенераторы, топливные элементы и др.

Система телеизмерений предназначена для контроля параметров агрегатов и систем РН в полете, а также параметров среды в отсеках аппарата, режимов работы конструкции и т. д. Эта информация позволяет в каждый момент времени сравнивать фактические и расчетные значения характеристик систем, агрегатов и в целом ТКС и принимать необходимые решения.

Обычно на ракетах-носителях космических аппаратов используют, например, радиотелеметрическую и автономную телеметрическую системы. Первая регистрирует практически все основные параметры и передает их на Землю. Вторая работает или как дублирующая система, или в тех случаях, когда невозможно обеспечить качественный прием информации от первой системы. В автономной телеметрической системе параметры измерения

регистрируются бортовым записывающим устройством, находящимся на носителе.

Радиотелеметрическая система, размещенная на борту носителя, является составной частью наземного командно-измерительного комплекса, обеспечивающего траекторные измерения, прием, обработку и расшифровку информации, получаемой с борта. Как правило, эта система состоит из датчиков; коммутационного устройства и аппаратуры, обеспечивающей многоканальную передачу; радиопередатчика и антенны радиотелеметрической системы; записывающего (регистрирующего) устройства автономной системы; кабельной сети.

При полете в плотных слоях атмосферы, как правило, работает первая ступень ракеты-носителя. В этот период на нее действуют относительно большие аэродинамические и тепловые нагрузки. Максимальный скоростной напор $q_{\max} = (\rho V^2)/2 \geq 4000 \dots 5000 \text{ кг/м}^2$ ($h \approx 10 \dots 15 \text{ км}$, $V \approx 400 \dots 600 \text{ м/с}$), $T_{\max} \approx 570 \dots 670 \text{ К}$; продольные перегрузки $n_x \geq 5 \dots 6$, поперечные — $n_y \approx (0,2 \dots 0,3) n_x$ [13]. При этом максимумы температуры и скоростного напора, как правило, по времени не совпадают. Температура достигает своего максимального значения обычно к концу работы первой ступени ТКС, а скоростной напор — к концу работы второй ступени.

Требования к выбору управления по углу тангажа

В общем виде эти требования являются общими для различных типов транспортных систем (ракет-носителей КА, баллистических ракет и др.) и сводятся к следующему. Необходимо определить такую функцию $\vartheta(t)$ (рис. 1.9), которая (для выбранного способа управления и выключения двигателя) обеспечила

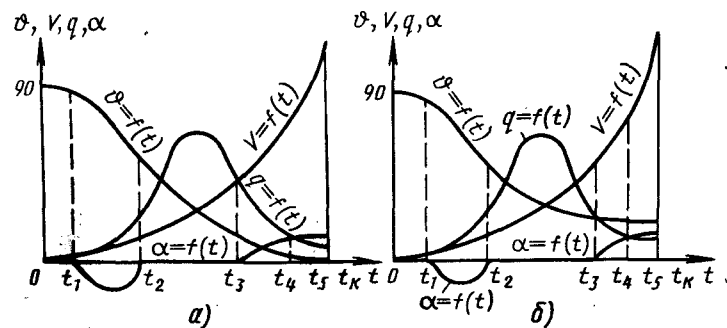


Рис. 1.9. Зависимости основных траекторных параметров ТКС от времени полета на активном участке:

а — баллистической ракеты; б — ракеты-носителя космических аппаратов

бы заданную дальность или скорость (высоту орбиты) при минимальном рассеивании (максимальной точности).

Основные ограничения, накладываемые на программу управления по углу тангажа, следующие:

1. Вертикальный старт.
2. Непрерывность функций $\vartheta(t)$, $\dot{\vartheta}(t)$, $\ddot{\vartheta}(t)$ и ограниченность функции $\ddot{\vartheta}(t)$.
3. Ограниченность нормальных перегрузок, действующих на аппарат.
4. Нулевые значения углов атаки при скоростях, близких к звуковым.
5. Специальные условия, зависящие от способа управления аппаратом и выключения двигателей.

Вертикальный старт ракет-носителей КА является наиболее удобным и простым. Установка РН в таком положении легче, чем точная установка под заданным углом (на наклонных направляющих), меньше перемещения в плоскости тангажа, возникающие при сходе с направляющих.

Требования непрерывности функций $\vartheta(t)$, $\dot{\vartheta}(t)$, $\ddot{\vartheta}(t)$ и ограниченности последней функции обусловлены возможностями приборов и органов управления. Разрыв функции $\vartheta(t)$ противоречит физическому смыслу программы, разрыв функции $\dot{\vartheta}(t)$ соответствует бесконечно большим программным моментам, разрыв функции $\ddot{\vartheta}(t)$ — мгновенному изменению моментных характеристик или бесконечно большим угловым скоростям органов управления [3].

Ограниченность функции $\ddot{\vartheta}(t)$, как правило, определяется возможностями органов управления.

Осевые нагрузки на РН КА определяются в основном двумя параметрами n_0 и μ_k , поэтому программа не оказывает существенного влияния в этом направлении. Поперечные нагрузки главным образом зависят от величины аэродинамического момента, который связан с изменением угла атаки и, следовательно, с программой. Угол α ограничивают так, чтобы при действии аэродинамических моментов на ЛА не требовалось создания слишком прочной и тяжелой конструкции.

При выборе программы участки с максимальным скоростным напором q_{\max} стремятся сделать такими, чтобы система проходила их с нулевыми (или близкими к ним) углами атаки α .

Условно разобьем всю программу на следующие участки (см. рис. 1.9):

1. Вертикальный ($0 \dots t_1$).
2. Дозвуковой ($t_1 \dots t_2$), на котором допускаются малые углы α .
3. Участок ($t_1 \dots t_2$) баллистической траектории, где $\alpha = 0$.
4. Участок ($t_3 \dots t_4$) сопряжения двух участков: введения

$(t_1...t_3)$ и конечного, или «наведения» $(t_4...t_5)$.

5. Участок «наведения». В конце его производится «отсечка» (выключение) двигателя ТКС ($t_5=t_k$) при параметрах, обеспечивающих выполнение поставленной задачи (рис. 1.9,а — программа $\Phi=f(t)$ для носителя космических аппаратов, рис. 1.9,б — для баллистической ракеты). На этих же рисунках приведены зависимости изменения скорости по траектории полета $V=f(t)$, скоростного напора $q=qV^2/2=f(t)$ и угла атаки $\alpha=f(t)$.

При решении задачи о достижении максимальной дальности или высоты орбиты (при прочих равных условиях) можно исходить из требуемого запаса топлива, размещаемого на борту ЛА, иначе говоря, из заданного времени работы двигательной установки.

В общем виде в этом случае можно получить, что при

$$t_k = \text{const} \quad \delta V_k = \delta V_{t=t_k}; \quad \delta x_k = \delta x_{t=t_k}; \quad \delta y_k = \delta y_{t=t_k}; \quad \delta \theta_k = \delta \theta_{t=t_k}$$

Однако метод выключения двигателя по времени применяется довольно редко из-за относительно больших отклонений (от номинальных значений) конечных характеристик траектории, возникающих даже при малых конструктивных погрешностях и ошибках, которые обычно не могли быть учтены при первоначальной постановке таких задач.

В общем случае при выключении двигателя одним из применяемых способов (например, по фактически полученной скорости, по радиальной V и наклонной дальности, при помощи интегратора осевых перегрузок с временной компенсацией, по шести параметрам и т. д.) вариации параметров движения будут зависеть от вариации времени, поэтому

$$\delta V_k = \delta V_{t=t_k} + \frac{\partial V}{\partial t} \delta t_k; \quad \delta x_k = \delta x_{t=t_k} + \frac{\partial x}{\partial t} \delta t_k; \quad \delta y_k = \delta y_{t=t_k} + \frac{\partial y}{\partial t} \delta t_k$$

Подставляя эти вариации в выражения для минимального рассеивания по дальности L [3]

$$\delta L = \frac{\partial L}{\partial V} \delta V_k + \frac{\partial L}{\partial x} \delta x_k + \frac{\partial L}{\partial y} \delta y_k + \frac{\partial L}{\partial \theta} \delta \theta_k = 0,$$

получаем

$$\delta L = \frac{\partial L}{\partial V} \delta V_{t=t_k} + \frac{\partial L}{\partial x} \delta x_{t=t_k} + \frac{\partial L}{\partial y} \delta y_{t=t_k} + \frac{\partial L}{\partial \theta} \delta \theta_{t=t_k} + \frac{\partial L}{\partial V} \frac{\partial V}{\partial t} \delta t_k + \frac{\partial L}{\partial x} \frac{\partial x}{\partial t} \delta t_k + \frac{\partial L}{\partial y} \frac{\partial y}{\partial t} \delta t_k + \frac{\partial L}{\partial \theta} \frac{\partial \theta}{\partial t} \delta t_k = 0.$$

Отсюда в зависимости от способа выключения двигателя условие минимального рассеивания будет меняться. Условия минимального рассеивания (отклонения) и максимальной дальности (высоты орбиты) не всегда выполняются одновременно. Например, решение вариационной задачи обычно позволяет вы-

бирать такую программу, которая бы давала минимальное рассеивание (отклонение) не на всем диапазоне дальностей (высот орбит), а только на одной из них.

1.5. ДВИЖЕНИЕ ТРАНСПОРТНОЙ СИСТЕМЫ НА ПАССИВНОМ УЧАСТКЕ

Движение ТКС на пассивном участке (участке свободного полета) происходит выше границы атмосферы (рис. 1.10,а). В этом случае задача сводится к расчету траектории свободного летящего тела (задача Кеплера) с начальными условиями, соответствующими параметрам конца активного участка полета (V_k, Y_k, θ_k на рис. 1.10,б). Тело испытывает лишь действие гравитационного поля Земли и движется по некоторой эллиптической траектории.

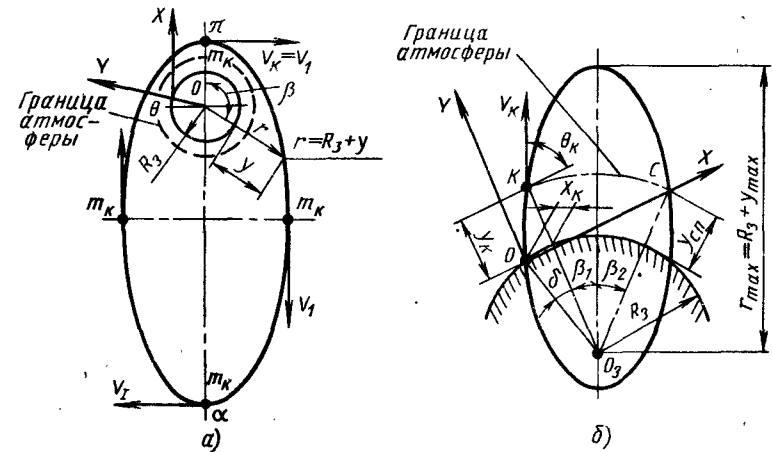


Рис. 1.10. Движение аппарата на пассивном участке полета: а — движение КА по эллиптической орбите; б — траектория баллистической ракеты

Полная энергия аппарата, движущегося по орбите, является интегралом уравнения движения. Запишем выражение для полной энергии ТКС на участке свободного полета:

$$E = T + U = \text{const}, \quad (1.31)$$

где $T = (mV^2)/2$ — кинетическая энергия; $U = mgr$ — потенциальная энергия.

Кинетическая энергия движения ЛА может быть представлена в следующем виде:

$$T = \frac{m_k}{2} \left[\left(\frac{dx}{dt} \right)^2 + \left(\frac{dy}{dt} \right)^2 \right], \quad (1.32)$$

или

$$T = \frac{m_k}{2} \left[\left(\frac{\partial r}{\partial t} \right)^2 + r^2 \left(\frac{\delta \beta}{\delta t} \right)^2 \right],$$

где m_k — конечная масса аппарата; $r = R_3 + y$ — расстояние от центра Земли до точки нахождения ТКС на орбите; β — угол между направлением радиуса r и большой осью эллипса (см. рис. 1.10,а).

Сила взаимодействия между массой Земли M и массой ЛА m_k

$$F = f \frac{mM}{r^2}, \quad (1.33)$$

где $fM = k_3 = 398602 \text{ км}^3/\text{с}^2$ — гравитационная постоянная Земли. Тогда потенциальная энергия ЛА

$$U = -f m_k \frac{M}{r} = -k_3 \frac{m_k}{r}. \quad (1.34)$$

Решение уравнения (1.31) после некоторых преобразований приводит к следующему выражению:

$$\cos \beta \approx \frac{1}{r \left[\frac{B m_k}{A^2} - \sqrt{\left(\frac{B m_k}{A^2} \right)^2 + \frac{2 m_k E}{A^2}} \right]}, \quad (1.35)$$

где A, B — некоторые функции.

В качестве примера рассмотрим решение задачи для ТКС, доставляющей полезный груз на большие расстояния (баллистическая ракета). Ход решения этой задачи может быть следующим.

Используя соотношение для полной дальности (1.16), из (1.34) найдем значения углов β_1 и β_2 ($\beta_\Sigma = \beta_1 + \beta_2$), определяющих дальность на эллиптическом участке полета системы.

Отсчет угла β_1 проводится от $r = r_{\max}$ в сторону начала пассивного участка, где $r = R_3 + y_{\max}$ отсчет β_2 — от $r = r_{\max}$ до $r = R_3 + y_{\text{сп}}$ (см. рис. 1.10,б), где

$r_{\max} = R_3 + y_{\max}$; y_{\max} — величина, определяющая вершину эллиптической траектории; $y_{\text{сп}}$ — высота участка спуска ЛА в атмосфере (см. подразд. 1.1).

Тогда согласно зависимости (1.16) дальность эллиптического участка

$$L_{\text{эл}} = 0,01745 R_3 \beta_\Sigma, \quad (\beta_\Sigma = \beta_1 + \beta_2).$$

Согласно подразд. 1.1 $L_k = R_3 \delta$, $\left(\delta = \frac{x_k}{R_3 + y_k} \right)$, $L_{\text{сп}} \approx L_\infty$ а пол-

ная дальность полета системы

$$L = L_{\text{эл}} + L_k + L_{\text{сп}}$$

или

$$L = L_{\text{эл}} + 2L_k.$$

Наибольший интерес эллиптическая теория представляет при решении таких основных задач космонавтики, как определение орбит ИСЗ и ТКС различного целевого назначения (см. рис. 1.10,а).

Пусть ТКС (см. рис. 1.7,б) движется по инерции (двигатели не работают) и находится в данный момент на некотором расстоянии r от центра Земли.

При переходе в точку B его кинетическая энергия $mV^2/2$ изменяется на $d\left(\frac{mV^2}{2}\right)$, а потенциальная — на $d(mgr)$, т. е.

$$d\left(\frac{mV^2}{2} - mgr\right) = 0 \quad (1.36)$$

или

$$\frac{V}{2} - gr = \text{const.}$$

Решая уравнения (1.36), после некоторых преобразований получим

$$r = \frac{V_0^2 r_0^2 \cos^2 \beta_0}{k [1 - e \cos(\beta - \beta_0)]} \quad (1.37)$$

или

$$r = \frac{p}{1 + e \cos(\beta - \beta_0)},$$

где p — ордината, соответствующая фокусу; e — эксцентриситет.

При $e < 1$ получаем из (1.37) уравнение эллипса; при $e = 1$ — уравнение параболы. В этом случае не следует путать параболу, получаемую при $e = 1$, с полученным ранее выражением для тела, свободно брошенного и движущегося в плоскопараллельном поле земного тяготения (см. подразд. 1.1, рис. 1.7,а). При $e > 1$ получаем уравнение гиперболы; при $e = 0$ — уравнение окружности.

Основные соотношения движения тел в центральном гравитационном поле

Некоторые основные соотношения движения системы в центральном поле тяготения в первом приближении можно представить в относительно простом виде, используя зависимости, полученные выше.

Представим выражение (1.33) в следующем виде:

$$N = f \frac{mM}{r^2} = \frac{mV^2}{r}, \quad (1.38)$$

где $r=r_0+y$; $N=mg$; $k_3=fM$.

Из (1.38) можем получить значение скорости для определения движения тела по круговой орбите: $V_{кр}=\sqrt{\frac{k_3}{r}}$. При $r=r_0$ ($r_0=R_3$) имеем $V_{k1}=\sqrt{\frac{k_3}{r_0}}$ — первая космическая скорость ($r_0=R_3=6371$ км).

Для дальнейшего анализа движения тел на околоземных и межпланетных орбитах рассмотрим следующие основные законы.

1. Планеты движутся по эллиптическим орбитам, в одном из фокусов которых находится Солнце, рис. 1.11 (первый закон Кеплера). Этот закон можно представить уравнением эллипса [зависимость (1.37)]

$$r=\frac{p}{1+e\cos\beta}. \quad (1.39)$$

Таким образом, траекторией движения в гравитационном поле являются конические сечения. Выше было показано, что зависимость (1.37) является общей для всех конических сечений (окружности, эллипса, параболы и гиперболы).

2. Площади, описываемые радиусами-векторами орбит, пропорциональны соответствующим временам движения планет по орбитам (второй закон Кеплера — закон площадей).

Тогда секториальная площадь (скорость, с которой радиус-вектор описывает данную площадь (см. рис. 1.11)) $S=\frac{r^2}{2}\frac{d\varphi}{dt}$, $r=\frac{d\varphi}{dt}$ — единичное изменение длины дуги, откуда

$$2S=r^2\frac{d\varphi}{dt}=\text{const},$$

где $r\frac{d\varphi}{dt}=V_\tau$ — тангенциальная составляющая вектора скорости,

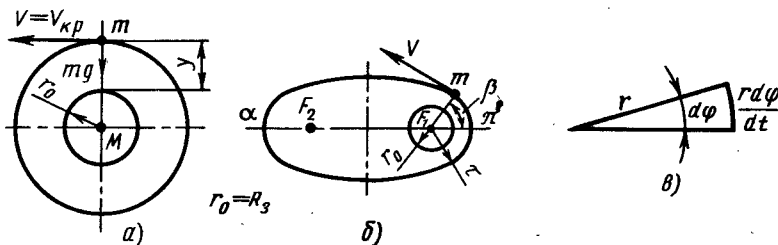


Рис. 1.11. Некоторые основные схемы движения ТКС в центральном поле: а — по круговой орбите; б — по эллиптической орбите; в — определение секториальной площади (α — апогей; π — перигей; M , m — массы планеты и ТКС соответственно)

$$V_\tau=V\cos\varphi. \quad (1.40)$$

Тогда $rV\cos\varphi=\text{const}$.

Для двух точек конического сечения можно записать, что

$$r_1V_1\cos\varphi_1=r_2V_2\cos\varphi_2. \quad (1.41)$$

3. Квадраты времен обращения планет вокруг Солнца относятся как кубы больших полуосей их эллиптических орбит (третий закон Кеплера):

$$\frac{T_1^2}{T_2^2}=\frac{a_1^3}{a_2^3},$$

где T_1 , T_2 — периоды обращения планет вокруг Солнца; a_1 , a_2 — соответствующие большие полуоси этих орбит.

Откуда

$$\frac{T_1^2}{a_1^3}=\frac{T_2^2}{a_2^3}=k_1=\text{const}.$$

Расчеты показывают, что $k_1=\frac{4\pi^2}{k}$ (k — гравитационная постоянная поля тяготения).

Тогда период обращения

$$T=2\pi\frac{a^{2/3}}{\sqrt{k}}.$$

Следует отметить, что полуось эллипса и соответственно период обращения не зависят от направления вектора скорости:

$$V_2=V_1\sqrt{2},$$

где $V_1=\sqrt{k/r_0}$; V_1 , V_2 — соответственно первая и вторая космические скорости при $r_0=R_3$.

Время перелета ТКС к планетам по энергетически выгодной траектории (эллипсу Хомана) может быть получено, если принять, что орбиты планет круговые и лежат в одной плоскости (рис. 1.12):

$$t_a=0,5\sqrt{\frac{1+r_n}{2}}, \quad (1.42)$$

где r_n — средний радиус орбиты перелета (см. рис. 1.12) (в астрономических единицах); t_a — время перелета к планете (в годах).

Дата старта

$$t_{ст}=t_0+iT_m$$

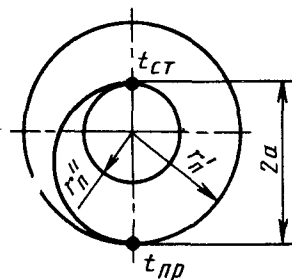


Рис. 1.12. Схема перелета по эллипсу Хомана: $t_{ст}$, $t_{пр}$ — время старта и прилета; r_n , r_n' — радиусы орбит планет

где t_0 — время старта для нулевого цикла; $i=0, 1, 2, 3, 4$ и т. д. — номер цикла перелетов; $T_n = T_n' / (T_n' - 1)$ — период обращения планеты около Солнца. Скорость старта (скорость на выходе из сферы действия Земли, требующаяся для полета к планете)

$$\Delta V_{ст} = V_3 \sqrt{\frac{2r_n}{1+r_n}} \quad (1.43)$$

где V_3 — средняя скорость движения Земли относительно Солнца.

1.6. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОСНОВНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ДВИЖЕНИЯ КА ПРИ СТАРТЕ С ОРБИТЫ

Рассмотрим задачу об определении основных характеристик космического аппарата, стартующего с околоземной орбиты с набором $V \geq V_2$ к планетам назначения [13].

Принимаем, что КА движется в поле тяготения Земли, аэродинамические силы отсутствуют. Поле земного тяготения центральное. Вращением Земли в первом приближении пренебрегаем.

Уравнения движения КА в полярной системе координат (рис. 1.13) запишем в следующем виде:

$$\begin{aligned} \dot{r} &= \frac{dr}{dt} = V \sin \theta; \\ \dot{V} &= \frac{dV}{dt} = \frac{P}{m} \cos \alpha - k_3 \frac{\sin \theta}{r^2}; \\ \dot{\theta} &= \frac{d\theta}{dt} = \frac{P \sin \alpha}{mV} + \frac{V \cos \theta}{r} - k_3 \frac{\cos \theta}{V}; \\ \dot{\phi} &= \frac{d\phi}{dt} = \frac{V \cos \theta}{2}. \end{aligned} \quad (1.44)$$

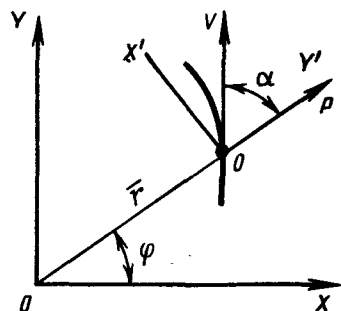


Рис. 1.13. Система полярных координат

К этой системе добавим еще уравнение изменения массы КА в полете:

$$m = m_0 - \dot{m}_t t. \quad (1.45)$$

Здесь V — скорость полета; r — радиус-вектор; θ — угол наклона траектории КА; α — угол атаки; ϕ — полярный угол; P — тяга двигателя; m_0 , m — масса аппарата в начальный момент и в момент t соответ-

ственно; $\dot{m}_t = \frac{m_t}{t}$ — секундный расход топлива.

Представим уравнения (1.44) и (1.45) в безразмерном виде. Для этого введем следующие обозначения:

$$\begin{aligned} r &= \frac{r}{R_0}; & \bar{V} &= \frac{V}{\sqrt{k_3/R_0}}; \\ \bar{t} &= \frac{t}{\sqrt{R_0^3/k_3}}; & n_0 &= \frac{P}{m_0 g}; \\ \mu &= 1 - \beta_0 \bar{t}; & \beta_0 &= \frac{n_0}{P_{уд.п}} \sqrt{\frac{R_0^3}{k_3}}, \end{aligned} \quad (1.46)$$

где R_0 — начальный радиус круговой околоземной орбиты; $P_{уд.п}$ — удельный импульс тяги двигательной установки на орбите; μ — относительная масса КА в момент t ; k_3 — гравитационная постоянная Земли.

Тогда система (1.44) преобразуется к виду

$$\begin{aligned} \dot{r} &= \bar{V} \sin \theta; \\ \dot{\bar{V}} &= \frac{n_0}{1 - \beta_0 \bar{t}} \cos \alpha - \frac{\sin \theta}{r^2}; \\ \dot{\theta} &= \frac{1}{\bar{V}} \frac{n_0}{1 - \beta_0 \bar{t}} \sin \alpha + \frac{\bar{V} \cos \theta}{r} - \frac{\cos \theta}{\bar{V} r^2}; \\ \dot{\phi} &= \frac{\bar{V} \cos \theta}{r}; \quad \dot{\mu} = -\beta_0. \end{aligned} \quad (1.47)$$

При определении параметров в первом приближении одно или два последних уравнения системы (1.47) могут быть опущены и проинтегрированы, если это потребует, отдельно в конце решения задачи. Для интегрирования системы (1.47) принимаем следующие граничные условия:

$$\begin{aligned} \bar{t}_0 &= 0; \quad \bar{r}_0 = 1; \quad \bar{V}_0 = 1; \quad \theta_0 = 0; \\ \phi_0 &= 0; \quad \mu_0 = 1; \quad \bar{t} = \bar{t}_k; \\ E' &= \bar{r}(\bar{t}_k) \bar{V}^2(\bar{t}_k) - 2 = 0, \end{aligned} \quad (1.48)$$

где E' — кинетическая энергия.

* При этом управление движением центра масс КА осуществляется изменением значений и направления сил (моментов), а управление движением вокруг центра масс — изменением значений и направления действия моментов в плоскостях XOY, XOZ, YOZ.

После выполнения КА заданного маневра относительная конечная масса

$$\mu_k = \frac{m_k}{m_0} = 1 - \mu_n \quad (1.49)$$

или

$$\mu_k = 1 - \int_0^{t_k} \beta_0 dt, \quad (1.50)$$

где $\bar{t}_k = \frac{t_k}{\sqrt{\frac{R_0}{k_s}}}$ — относительное конечное время маневра; m_k —

масса КА в конце маневра (относительная конечная масса).

Из выражения (1.50) видно, что при прочих равных условиях максимальное значение относительной конечной массы ТКС и, следовательно, относительной массы полезного груза будут при минимальном значении интеграла

$$\int_0^{t_k} \beta_0 dt \rightarrow \min. \quad (1.51)$$

Принимаем, что рассматриваемые типы двигательных установок нерегулируемые, т. е. их тяга и расход топлива во время полета КА остаются постоянными: $P = \text{const}$; $\dot{m} = \text{const}$. При заданных начальных условиях $\beta = \text{const}$. Следовательно, минимум интеграла (1.51) в этом случае будет при минимальном времени полета КА. При такой постановке вариационную задачу можно условно разделить на две: динамическую и массовую [13].

При фиксированных характеристиках выбранной двигательной установки динамическая задача сформулируется следующим образом.

В классе кусочно-непрерывных функций управления $\bar{\alpha}(\bar{t})$ необходимо выбрать такую, при которой интеграл (1.51) минимален при выполнении граничных условий (1.48) для системы уравнений (1.47).

В результате решения этой задачи можем получить значение функции управления $\bar{\alpha}(\bar{t})$ и времени выполнения маневра

$$\bar{t}_k(n_0, P_{уд.п}).$$

Таким образом, при известном времени выполнения маневра и известной функции массы двигательной установки в зависимости от тяги $m_{д.у} = f(P)$ может быть решена заключительная часть вариационной задачи и найдено $m_{0\min}$ — минимальное значение начальной массы ТКС.

1.7. УЧАСТОК СНИЖЕНИЯ — ВХОД КА В АТМОСФЕРУ, ПОЛЕТ И ПОСАДКА НА ПЛАНЕТУ

Спускаемые аппараты (СА), входящие в атмосферу Земли и других планет с большими скоростями, обычно подвергаются сильному тепловому воздействию окружающей среды (атмосферы) и, как правило, требуют специальной тепловой защиты [12].

Для удобства рассмотрения движения СА в процессе спуска на планету условно разобьем его траекторию полета на следующие участки: этап коррекции космической траектории и вход аппарата в атмосферу; атмосферный участок полета; участок предпосадочного торможения и посадка аппарата.

Коррекция траектории и вход СА в атмосферу планеты. Коррекция траектории аппарата осуществляется бортовой системой СА или ТКС, в состав которой может входить спускаемый аппарат. Процесс коррекции включает в себя основные траекторные операции, необходимые при подходе ТКС к планете, или же в случае нахождения КА на орбите искусственного спутника — его торможение.

В общем случае задача коррекции траектории заключается в обеспечении расчетных параметров входа СА в атмосферу планеты. Здесь основные исходные параметры движения аппарата на орбите: скорость $V_{ор}$ и угол между вектором скорости и местным горизонтом $\theta_{ор}$ — можно изменить, используя импульсы ΔV его корректирующей двигательной установки (КДУ).

Если принять, что $(\Delta V/V_{ор}) \ll 1$, то скорость СА $V_{тр}$ на траектории спуска (после работы КДУ) и угол $\theta_{тр}$ могут быть в первом приближении представлены следующим выражением (рис. 1.14) [12]:

$$\begin{aligned} V_{тр} &= V_{ор} - \Delta V \cos \theta'; \\ \theta_{тр} &\approx \theta_{ор} + \frac{\Delta V \sin \theta'}{\Delta V_{ор} + \Delta V \cos \theta'}, \end{aligned} \quad (1.52)$$

где θ' — угол между направлениями векторов скорости на орбите $V_{ор}$ и импульса ΔV .

Согласно [12] можно получить следующие выражения для оценки скоростей $V_{вх}$ и углов $\theta_{вх}$ входа СА в атмосферу планеты:

$$\begin{aligned} V_{вх} &= \sqrt{V_{тр}^2 + \frac{2gR_{пл}^2}{R_{вх}R_{ор}}(R_{ор} - R_{вх})}; \\ \cos \theta_{вх} &= \frac{V_{тр}R_{ор}}{V_{вх}R_{вх}} \cos \theta_{тр} \end{aligned} \quad (1.53)$$

где $R_{пл}$, $R_{вх}$, $R_{ор}$ — радиусы планеты, входа и исходной орбиты

Предпосадочное торможение и посадка СА. Для предпосадочного торможения СА в атмосфере планеты могут использоваться парашютные системы, тормозные двигатели или специальные средства торможения.

Обычно используются двух- и трехкаскадные парашютные системы, которые в основном характеризуются параметрами торможения каскадов (баллистическими коэффициентами парашютов):

$$\sigma_{x_n} = \frac{c_{x_n} S_n}{m g_0}, \quad (1.57)$$

где S_n — площадь купола парашюта; c_{x_n} — коэффициент сопротивления парашютов; m — масса СА; σ_{x_n} — баллистический коэффициент парашютов.

Из [12] получим приближенное выражение, в значительной степени определяющее функциональную связь между отдельными параметрами парашютной системы и баллистическим коэффициентом:

$$V_b = \sqrt{\exp\left[-\left(\frac{\sigma_{x_n} g_0}{\beta}\right) Q_b\right] \left\{ \frac{V_k^2}{\exp\left[-\frac{\sigma_{x_n}}{\beta} g_0\right] Q_k} + \frac{2g_0}{\beta} \times \right.} \\ \left. \times \sqrt{\ln \frac{Q_b}{Q_k} \sum_{i=1}^{Q_b} \frac{\left(\frac{\sigma_{x_n} g_0}{\beta}\right) (Q_b^{(i)} - Q_k^{(i)})}{i!}} \right\}}, \quad (1.58)$$

и управление для приближенного определения перегрузки в каждый данный момент спуска СА на этом участке траектории, где V_b , V_k — скорости движения СА в моменты введения и конца работы парашютной системы соответственно; Q_b, Q_k — плотность атмосферы в моменты введения и конца работы парашютной системы; $Q_b = Q_0 e^{-\beta h_b}$, $Q_k = Q_0 e^{-\beta h_k}$, здесь h_b — высота введения в действие парашютной системы (расстояние от поверхности планеты до точки введения); $h_k = h_b - h_r$ — расстояние (высота) от поверхности планеты до точки конца работы парашютной системы (для Земли $\beta = 1/7170$ 1/м; $Q_0 = 0,14$ кгс²/м⁴); i — число каскадов парашютной системы.

Для определения протяженности участка торможения СА в первом приближении можно использовать соотношение

$$h_r = \sum_{i=1}^i \beta \ln \frac{Q_k}{Q_b}, \quad i = 1, 2, 3, \dots$$

При использовании ТДУ в качестве средств торможения СА на этом участке (относительно близком к вертикальному спуску) уравнение движения (без учета лобового сопротивления СА) представим в виде

$$m \frac{dV}{dt} = - \left(P_{yd} \frac{dm}{dt} + m \right) g_0, \quad (1.59)$$

где $P_{yd} = \frac{P}{g_0 m} = \frac{W_e}{g_0}$ — удельный импульс тяги ТДУ; W_e — скорость истечения газов из сопла; $\dot{m} = dm/dt$ — массовый расход топлива; $V = \frac{dh}{dt}$ — скорость спуска СА.

Дважды интегрируя уравнение (1.59) и учитывая, что конечные высота и скорость спуска СА должны быть равны нулю, получаем следующие зависимости для начальных параметров спуска на этом участке:

$$V_0 = -P_{yd} g_0 \left(\ln \mu_k + \frac{1 - \mu_k}{n_0} \right); \\ h_0 = -P_{yd}^2 g_0 \left[1 - \mu_k + \mu_k \ln \mu_k - \frac{(1 - \mu_k)^2}{2n_0} + \frac{V_0}{P_{yd} g_0} (1 - \mu_k) \right], \quad (1.60)$$

где $n_0 = \frac{P_0}{m_0 g_0}$ — начальная перегрузка; P_0 — тяга ТДУ; m_0 — начальная масса СА на предпосадочном участке; $\mu_k = m/m_0$ — относительная конечная масса СА на участке предпосадочного торможения и посадки.

Посадочный участок, как правило, характеризуется начальной скоростью $V_0 = V_k$ и допустимой перегрузкой. Так как движение спускаемого аппарата в данном случае считается равномерно замедленным, то уравнение для определения протяженности этого участка в первом приближении можно представить в виде

$$n_0 = \frac{(V_0)^2}{2g_0 n_x}. \quad (1.61)$$

Математические методы исследования уравнений движения СА, позволяющие получить основные термобаллистические параметры траектории аппарата в процессе спуска, приведены в [12].

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ И ФИЗИЧЕСКИЕ УСЛОВИЯ ПОЛЕТА В АТМОСФЕРЕ И КОСМОСЕ

2.1. СОСТАВ И НАЗНАЧЕНИЕ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ

Ракетно-космическая система относится к разряду транспортных космических систем и является одной из составляющих ракетно-космического комплекса. В состав последнего входит также и космодром, обеспечивающий предстартовую подготовку и пуск ТКС, ее траекторные измерения, выдачу команд, прием и обработку телеметрической информации и т. д. [13, 14].

В общем случае ТКС представляет собой многоступенчатую космическую ракету (ракету-носитель), включающую в свой состав несколько ракетных блоков и полезный груз — космические аппараты различного целевого назначения (рис. 2.1).

Космические аппараты, входящие в состав ТКС, сами являются сложными техническими системами и состоят из разгонно-тормозных и корректирующих блоков и полезного груза. Космические аппараты в зависимости от их целевого назначения могут функционировать на околоземной или околопланетной орбитах (ИСЗ и ИСП, орбитальные научные комплексы, орбитальные модули и др.), обеспечивать старт с промежуточной орбиты ИСЗ и ИСП и сообщать полезному грузу вторую или третью космические скорости (межпланетные автоматические станции и пилотируемые корабли), совершать посадку на Землю и другие планеты Солнечной системы (спускаемые аппараты), обеспечивать старт с планет и возвращение на орбиты ИСП и ИСЗ

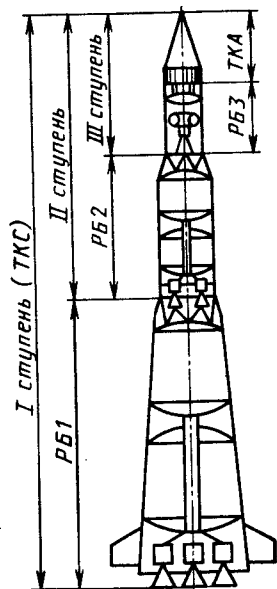


Рис. 2.1. Структурная схема ТКС:
РБ1, РБ2, РБ3 — ракетные блоки ступеней I, II, III; ТКА — транспортный космический аппарат

(взлетные КА и аппараты возвращения) и т. д. К ним условно можно отнести также и различные аппараты, функционирующие на суборбитальных траекториях (метеорологические, аппараты для зондирования верхних слоев атмосферы, транспортировки грузов из одного района Земли в другой, доставки почты и т. д.).

Таким образом, в той или иной степени все перечисленные космические аппараты кроме своего основного назначения выполняют и транспортные функции, т. е. являются также и транспортными космическими системами целевого назначения, входящими в основную (большую) ТКС (см. рис. 2.1).

Ракетные блоки (РБ) практически являются автономными частями ТКС и включают топливные отсеки с запасом топлива, системы подачи топлива, двигательную установку, органы управления, корпус РБ, элементы системы разделения ступеней и другие вспомогательные системы.

В общем случае по конструктивному признаку транспортные системы можно разделить на одно- и многоступенчатые.

Одноступенчатые ТКС — система, у которой на активном участке полета (участке работы двигателя) масса конструкции остается неизменной, расход топлива происходит непрерывно, в одну ступень.

Многоступенчатая ТКС на активном участке полета претерпевает ступенчатое изменение массы за счет отделения (сброса) «отработавших» элементов конструкции. Сброс конструкции осуществляется конечными частями через определенные промежутки времени после старта. Сбрасываемыми частями конструкции могут быть ракетные блоки, отдельные топливные баки, двигатели и т. д. некоторой ступени после выработки топлива этой ступени.

Ступенью называется вся ракета или часть ее, совершающая полет после сброса отработавшей конструкции.

Целесообразность применения многоступенчатой ТКС определяется массой, составом и назначением полезного груза, энергетическими характеристиками двигательной установки и топлив и конструктивным совершенством системы.

2.2. ОСНОВНЫЕ ЭТАПЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ И ОТРАБОТКИ ТРАНСПОРТНЫХ КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ

Транспортная космическая система представляет собой многоступенчатую космическую ракету и включает в себя ракетные блоки и космические аппараты различного целевого назначения (см. рис. 2.1).

При создании ТКС должна решаться задача создания самой системы (самого аппарата) и различных ее подсистем и агрегатов, обеспечивающих нормальное функционирование. При этом должны учитываться взаимосвязи и взаимозависимости с другими составляющими ракетно-космического комплекса.

Процесс создания обычно разбивают на следующие этапы.

1. Обоснование тактико-технических требований.

На этом этапе проводится анализ научных достижений, уровня технологии и тенденции развития соответствующих отраслей народного хозяйства страны с целью формирования требований и определения в первом приближении основных проектных параметров ТКС и обслуживающих ее систем. При этом должна учитываться возможность создания комплекса в целом в заданные сроки на базе существующего уровня технологии.

2. Разработка технических предложений.

Определяется конструктивно-компоновочная схема аппарата, проводится выбор и обоснование применяемых материалов, двигательных установок, систем и органов управления, проводится анализ возможностей существующего наземного оборудования космодрома. В случае необходимости разрабатываются требования к проектированию и строительству сооружения наземного комплекса станций управления, наблюдения, обработки поступающей информации и т. д.

Этап заканчивается разработкой согласованной конструктивно-компоновочной схемы, определением требований к различным системам и устройствам аппарата, формированием задания на строительство необходимых сооружений и устройств, кооперации организаций, которым поручается разработка, изготовление и испытание всего комплекса ТКС.

3. Разработка технического проекта.

Выдача исходных данных организациям-соисполнителям. Разрабатывается техническая документация на изделия, проектируются и изготавливаются экспериментальные стенды и оборудование, проверяется правильность принятых технических решений, проводятся экспериментальные исследования отдельных новых систем и агрегатов и т. д.

Этап заканчивается составлением и утверждением технического (эскизного) проекта и сетевого графика его реализации.

4. Создание опытных образцов (рабочее проектирование) и проведение наземных испытаний изделия.

Опытная партия изделий подвергается наземным испытаниям. Вначале отрабатываются отдельные узлы, агрегаты, затем отдельные подсистемы аппарата.

В процессе этих испытаний уточняются характеристики систем, вносятся отдельные изменения. После окончания автономных проводятся стендовые испытания всего изделия. Одновременно осуществляется отладка систем, агрегатов и устройств создаваемой ТКС.

5. Летно-конструкторские испытания.

В процессе этих испытаний выявляются и устраняются дефекты подсистем, которые были выявлены при стендовых испытаниях и наземной отработке. При этом испытания проводятся

в реальных условиях эксплуатации изделий, т. е. проводятся модельные, транспортные, климатические испытания, которые завершаются пуском или полетом изделия.

6. Государственные испытания.

Государственные испытания завершают летно-конструкторские. После их успешного завершения принимается решение о производстве ТКС.

7. Организация серийного производства.

На этом этапе проводится уточнение документации (чертежно-конструкторской, транспортной, эксплуатационной и т. д.) и подготовка ее для серийного производства. Осуществляется наладка серийного производства изделий, различных комплектующих устройств, а также элементов стартового комплекса на заводах и предприятиях.

Проводятся строительные и монтажные работы по оснащению стартовых устройств, а также модернизация и переоснащение космодрома.

2.3. РАЗРАБОТКА ОБЩЕГО ОБЛИКА И МОДЕЛЬ МАССОВЫХ ХАРАКТЕРИСТИК СИСТЕМЫ

2.3.1. Общая постановка задачи

На этапе начального проектирования ТКС определение облика системы, решающей заданную целевую задачу, можно провести, построив ее общую модель в виде математических алгоритмов, позволяющих рассчитать для сравнительных вариантов ее основные искомые характеристики.

Процесс проектирования обычно имеет итерационный многоуровневый характер. При этом на каждой итерации и на каждом уровне осуществляется оценка тех или иных характеристик (с учетом заданных ограничений) по определенным показателям — критериям.

Выбор общего облика ракеты-носителя КА для заданных летно-технических характеристик также связан с определением моделей ее возможных вариантов. Как правило, он базируется на результатах предварительных исследований всего ракетно-космического комплекса, носит многоуровневый итерационный характер и практически сводится (как было показано в подразд. 2.2) к следующим задачам:

уточнению основных требований, предъявляемых к РН со стороны ракетно-космического комплекса; определению основных ограничений; выбору проектных параметров, объемных и геометрических характеристик.

Таким образом, практически на каждой итерации и на каждом уровне задача сводится к определению необходимых массовых, энергетических и объемных характеристик, тела ступеней, возможных компонентов топлива, числа двигателей и т. д.

При этом определение характеристик необходимо проводить с учетом поставленных требований (обеспечение заданной точности, надежности, теплового режима и т. д.) и ограничений, накладываемых на разрабатываемую систему, например ограничений стоимости, массы и др.

Качество решений для рассматриваемого варианта целесообразно определять через его эффективность, т. е. степень пригодности для наиболее рационального использования по назначению.

2.3.2. Модели массовых характеристик системы

В значительной степени успех проектирования ТКС зависит от достоверности модели ее массовых (весовых) характеристик. Важность этого положения объясняется органической связью последних со всеми основными параметрами создаваемой системы. В связи с этим разработка зависимостей для определения масс конструкции, агрегатов, отдельных аппаратов и всей системы в целом представляет весьма сложную и трудоемкую задачу.

Как правило, в окончательном виде уравнения, определяющие массовые соотношения ТКС, должны содержать статистические коэффициенты для приведения аналитических зависимостей модели в соответствие с имеющимися статистическими данными.

Существуют два типа уравнений расчета массы системы: развернутые и приведенные. Первые формируются путем суммирования масс всех составляющих ТКС с использованием точных прочностных, геометрических и массовых соотношений, а вторые — отражают главные связи, линеаризованные по основным параметрам системы [13].

К недостаткам развернутых уравнений следует отнести их некоторую громоздкость, а к достоинствам — достаточно точную взаимосвязь между массами составляющих системы и другими определяющими их облик параметрами.

Точность приведенных уравнений в значительной степени определяется точностью используемых в расчетах масс статистических коэффициентов. В известной степени это объясняется тем, что аналитическая форма связи между параметрами приведенного уравнения более стабильна, чем значения его коэффициентов.

К достоинствам подобных уравнений следует отнести простоту записи и, как следствие, удобство применения их для анализа полученных результатов. При формировании и анализе моделей масс ТКС будут использоваться оба вида уравнений.

Начальная масса транспортной космической системы m_{0i} есть сумма начальных масс входящих в нее ракетных блоков m_{0j} и полезного груза $m_{п.г.}$:

$$m_{0i} = m_{п.г.} + \sum_{j=1}^n m_{0j} \quad (2.1)$$

где $i=I, II, \dots, N$ — число ступеней; $j=1, 2, \dots, n$ — число ракетных блоков.

Общие уравнения массовых соотношений для начальной m_{0i} и конечной m_{ki} масс одноступенчатой системы запишем в виде

$$\begin{aligned} m_{0i} &= m_{0i} + m_{п.г.}; \\ m_{ki} &= m_{ki} + m_{п.г.} \end{aligned} \quad (2.2)$$

где m_{0i} — начальная масса ракетного блока; $m_{ki} = m_{0i} - m_{т.}$ — масса ракетного блока в конце активного участка движения системы (конечная масса); $m_{т.}$ — масса топлива ракетного блока (системы).

Используя уравнения (2.2) и (1.27), получим выражение для относительной конечной массы системы:

$$\mu_{ki} = \frac{m_{ki}}{m_{0i}} = \frac{m_{ki} + m_{п.г.}}{m_{0i}} = \mu_{п.г.} + \mu_{ki}(1 - \mu_{п.г.}), \quad (2.3)$$

где $\mu_{п.г.} = m_{п.г.}/m_{0i}$ — относительная конечная масса полезного груза; $\mu_{ki} = m_{ki}/m_{0i}$ — относительная конечная масса ракетного блока (после выработки топлива).

Так как $m_{0i} = m_{ki} + m_{т.}$ и $m_{0i} = m_{ki} + m_{т.}$, то

$$\begin{aligned} \mu_{ki} &= 1 - \mu_{т.}; \\ \mu_{ki} &= 1 - \mu_{т.}, \end{aligned} \quad (2.4)$$

где $\mu_{т.} = \frac{m_{т.}}{m_{0i}}$; $\mu_{т.} = \frac{m_{т.}}{m_{0i}}$ — относительные массы топлива системы и ракетного блока.

Общие уравнения массовых соотношений для начальной m_{0i} и конечной m_{ki} масс i -й ступени (см. рис. 2.1) можно записать следующим образом:

$$\begin{aligned} m_{0i} &= m_{0j} + m_{0i+i}; \\ m_{ki} &= m_{kj} + m_{0i+b} \end{aligned} \quad (2.5)$$

где m_{kj} — конечная масса ракетных блоков j -й ступени; m_{0i+i} — начальная масса $(i+1)$ -й ступени; $m_{0j} = m_{kj} + m_{т.}$, $m_{т.}$ — масса топлива ракетных блоков j -й ступени (топлива, расходуемого из баков РБ на активном участке полета, т. е. топлива рабочего).

В относительном виде второе уравнение системы (2.5) можно представить следующим образом:

$$\mu_{ki} = \frac{m_{ki}}{m_{0i}} = \frac{m_{kj} + m_{0i+i}}{m_{0i}} = \frac{\mu_{0i+i}}{\mu_{0i}} + \mu_{kj} \left(1 - \frac{\mu_{0i+i}}{\mu_{0i}} \right), \quad (2.6)$$

где $\mu_{0i} = \frac{m_{0i}}{m_{01}}$, $i = I, II, \dots, N$; $\mu_{п.г} = \frac{m_{п.г}}{m_{01}}$.

В первом приближении каждый ракетный блок можно представить в виде отдельных частей (отсеков, агрегатов, систем, элементов конструкций и т. д.), т. е. на таком иерархическом уровне, когда масса каждой из частей будет зависеть от одного основного параметра. Так, масса двигателя $m_{дв}$ при прочих равных условиях (заданных схеме двигателя, типе, компонентах топлива, материале и т. д.) зависит от тяги; масса топливного отсека $m_{т0}$ для заданных компонентов топлива и их соотношения, формы баков, схемы нагружения и материалов баков и т. д. — от массы рабочего топлива; масса системы управления, приборного и других отсеков (назовем ее массой прочей конструкции $m_{пр}$) — от начальной массы аппарата. Таким образом $m_{дв} = f(p)$; $m_{т0} = f(m_t)$; $m_{пр} = f(m_0)$.

Тогда

$$m_{kj} = m_{двj} + m_{т0j} + m_{прj} \quad (2.7)$$

Суммарная масса топлива, заправляемого в бак ракетных блоков i -й ступени ТКС, может определяться из выражения

$$m_{т.запр} = m_{тi} + m_{т.ост} + m_{т.исп} + m_{т.дос} \quad (2.8)$$

где $m_{т.ост} = m_{т.незаб} + m_{т.гар}$ — масса топливных остатков, включая $m_{т.незаб}$ и $m_{т.гар}$ — массы топлива незабора (остатки компонентов топлива в баках, желобах, трубопроводах, турбонасосном агрегате и т. д.) и гарантийных запасов топлива, необходимых для устранения отклонений полетных (реальных) параметров ТКС от заданных (расчетных); $m_{т.исп}$ — масса топлива, испарившегося в полете (в основном для криогенных компонентов топлива); $m_{т.дос}$ — масса топлива, израсходованного двигателями на набор тяги, равной весу носителя, т. е. израсходованного до старта.

На рис. 2.2 приведены зависимости, характеризующие набор тяги двигателями первой ступени РН и расход топлива во времени.

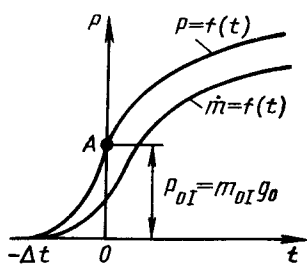


Рис. 2.2. Зависимость тяги P и расхода \dot{m} от t

Точка A на кривой $P = f(t)$ определяет значение тяги, когда $P_{0I} = m_{0I}g_0$. Масса топлива, израсходованная на набор тяги, равной весу носителя, может быть представлена в виде зависимости

$$m_{т.дос} = \int_{-\Delta t}^0 \dot{m}_t(t) dt,$$

где $\dot{m}_t = m_t/t$ — секундный (массовый) расход топлива; t — время полета.

Таким образом, массы топливных отсеков и двигателей ступеней в конце активного участка полета РН могут включать не только конструктивные элементы («сухую» конструкцию), но и остатки топлива, а для топливных отсеков — и массу газов наддува баков.

Для конечной массы ступени, используя выражение (2.7), можем записать:

$$m_{ki} = m_{0i+1} + m_{т0i} + m_{двi} + m_{при} \quad (2.9)$$

Представим выражение (2.9) в безразмерном виде и получим следующее основное массовое соотношение:

$$\mu_{ki} = \frac{m_{ki}}{m_{0i}} = (\mu_{0i+1} + a_{т0i} + \gamma_{двi} n_{0i} + \mu_{при}) \frac{1}{1 + a_{т0i}}, \quad (2.10)$$

где $\mu_{0i+1} = \frac{m_{0i+1}}{m_{0i}}$ — относительная масса $(i+1)$ -й ступени, для

конечной ступени $\mu_{0N} = \frac{m_{0N}}{m_{01}}$, а для полезного груза $\mu_{п.г} = \frac{m_{п.г}}{m_{01}}$;

$a_{т0i} = \frac{m_{т0i}}{m_{ti}}$ — относительная масса топливного отсека i -й ступени;

$\frac{m_{т0i} m_{ti}}{m_{0i} m_{ti}} = a_{т0i} \mu_{ti} = a_{т0i} (1 - \mu_{ki})$; $\mu_{ti} = \frac{m_{ti}}{m_{0i}} = 1 - \mu_{ki}$ — относительная масса топлива;

$$\frac{m_{двi}}{m_{0i}} = \frac{m_{двi} g_0 P_{0i}}{m_{0i} g_0 P_{0i}} = \gamma_{двi} n_{0i}$$

$\gamma_{двi} = \frac{m_{двi} g_0}{P_{0i}}$ — относительный (удельный) вес двигателя; $n_{0i} =$

$\frac{P_{0i}}{m_{0i} g_0}$ — начальная перегрузка i -й ступени носителя.

В свою очередь, выражение для определения относительной конечной массы ракетных блоков системы может быть записано следующим образом:

$$\mu_{kj} = \frac{m_{kj}}{m_{0j}} = \frac{m_{т0j} + m_{двj} + m_{прj}}{m_{0j}}, \quad (2.11)$$

где $m_{т0j} = m_{т0i}$; $m_{двj} = m_{двi}$; $m_{прj}$ — масса прочей конструкции j -го ракетного блока.

Представим (2.11) в виде, аналогичном (2.10):

$$\mu_{kj} = \left(a_{т0i} + \mu_{при} + \frac{\gamma_{двi} n_{0i}}{1 - \frac{\mu_{0i+1}}{\mu_{0i}}} \right) \frac{1}{1 + a_{т0i}} \quad (2.12)$$

Уравнение (2.12) является основным массовым соотношением

для ракетных блоков носителя, где $\mu_{pri} = \mu_{прj} = \frac{m_{прj}}{m_{0j}}$ — относительная масса прочих конструкций ракетных блоков ($\mu_{прj} \neq \mu_{pri}$):

$$\frac{m_{0тj}}{m_{0j}} = \frac{m_{т0i}}{m_{0j}} = \frac{m_{т0i} m_{ti}}{m_{0j} m_{ti}} = a_{т0i} \mu_{тj} = a_{т0i} (1 - \mu_{ki});$$

$$\mu_{тj} \neq \mu_{ти}$$

$$\frac{m_{двj}}{m_{0j}} = \frac{m_{двi}}{m_{0j}} = \frac{m_{двi} g_0 P_{0i}}{m_{0j} g_0 P_{0i}} = \gamma_{двi} \frac{P_{0i} m_{0i}}{(m_{0i} - m_{0i+1}) m_{0i} g_0} = \frac{\gamma_{двi} n_{0i}}{\left(1 - \frac{\mu_{0i+1}}{\mu_{0i}}\right)}.$$

Преобразуем выражение (2.12), тогда

$$\mu_{kj} = \alpha_j + \beta_j \frac{n_{0i}}{1 - \frac{\mu_{0i+1}}{\mu_{0i}}}, \quad (2.13)$$

где $\alpha_j = \frac{a_{т0i} + \mu_{прj}}{1 + a_{т0i}}$ — коэффициент, характеризующий в общем случае массу топливного отсека и прочей конструкции; $\beta_j = \frac{\gamma_{двi}}{1 + a_{т0i}}$ — коэффициент, характеризующий массу двигателя.

2.3.3. Влияние критериев эффективности на принятие проектных решений

При определении облика ТКС (основных проектных параметров — удельного импульса тяги, перегрузки, относительной массы и т. д.) на каждом шаге итерационного процесса необходимо проводить сравнение рассматриваемых альтернативных вариантов системы, применяя при этом тот или иной критерий ее совершенства.

На первом этапе проектирования в качестве таковых можно использовать относительно простые массовые и стоимостные показатели. К первым относятся: минимальная стартовая масса при фиксированной массе полезного груза, минимальная масса конструкции аппарата, максимальная нагрузка на единицу тяги двигательной установки и т. д. Ко вторым — минимальная стоимость разработки и изготовления серийного образца РН (без полезного груза, т. е. без КА), минимальная стоимость пуска КА и др. [13].

Критерий оценки массового совершенства РН при фиксированном полезном грузе ($m_{п.г} = \text{const}$), выводимом на орбиту, по величине стартовой массы аппарата равнозначен критерию

$$\mu_{п.г \max} = \frac{m_{п.г}}{m_0}, \quad (2.14)$$

а критерий минимальной массы конструкции РН (при $m_{п.г} = \text{const}$) можно записать как

$$\mu_{к.сухi} = \frac{m_{к.сухi}}{m_{п.г}} = \frac{\mu'_{ki}}{\mu_{п.г}}, \quad (2.15)$$

где $\mu_{к.сухi}$ — относительная масса «сухой» конструкции (без учета топливных остатков и газов наддува); $m_{к.сухi}$, μ'_{ki} — конечная масса и относительная конечная масса «сухой» конструкции i -й ступени ТКС.

Если в составе двигательных установок ТКС используются малосерийные двигатели с достаточно высокой удельной стоимостью, то правомочно применение критериев, учитывающих отношение массы полезного груза к единице тяги к массе двигательной установки, т. е.

$$\mu_{pi} = \frac{g_0 m_{п.г}}{P_i}; \quad \mu_{двi} = \frac{m_{п.г}}{m_{двi}}.$$

Эти зависимости можно представить в безразмерной форме

$$\mu_{pi} = \frac{\mu_{п.г}}{n_0 \mu_{0i}}; \quad \mu_{двi} = \frac{\mu_{п.г}}{\mu_{0i} n_{0i} \delta_{дв}}. \quad (2.16)$$

Зависимость критерия экономической эффективности или стоимости, определяющая минимизацию суммарных затрат K_c , связанных с доставкой космических аппаратов на заданную орбиту, представляет некоторую сумму

$$K_c = C_{РН} n + C_{п} k + C_{р} t_{\Sigma р}, \quad (2.17)$$

где $C_{РН}$ — стоимость ракеты-носителя КА; $C_{п}$ — стоимость подготовки и запуска ракеты-носителя; $C_{р}$ — стоимость часа работы космодрома с РН, находящейся в полете; n — число летных образцов РН; k — число пусков ($1 \leq k \leq n$); $t_{\Sigma р}$ — суммарное время работы (полета) ракеты-носителя КА.

Стоимость одной РН равна

$$C_{РН} = C_{разр} + C_{изг} + C_{т}, \quad (2.18)$$

где $C_{разр}$ — суммарная стоимость научно-исследовательских и опытно-конструкторских разработок; $C_{изг}$ — суммарная стоимость изготовления серийного образца РН; $C_{т}$ — стоимость топлива, израсходованного на всех стадиях отработки РН и для вывода КА на орбиту;

$$C_{разр} = \sum_{i=1}^N (C_{двi}^p + C_{конi}^p + C_{прi}^p);$$

$$C_{\text{нзг}} = \sum_{i=1}^N (C_{\text{дв}i}^{\text{н}} + C_{\text{су}i}^{\text{н}} + C_{\text{кон}i}^{\text{н}} + C_{\text{пр}i}^{\text{н}}), \quad (2.19)$$

где $C_{\text{дв}i}$; $C_{\text{су}i}$; $C_{\text{кон}i}$; $C_{\text{пр}i}$ — стоимости двигательной установки, системы управления, конструкции корпуса (баков, «сухих» отсеков и т. д.) и прочих конструкций i -й ступени РН для этапов его разработки (р) и изготовления (и).

Сумма последних двух составляющих уравнения (2.17) практически составляет долю стоимости амортизации (эксплуатации) $C_{\text{экс}}$ пускового, заправочного, наземно-измерительного и других комплексов космодрома, связанных с подготовкой, запуском, управлением полетом ТКС, доставляющих КА на заданную орбиту:

$$C_{\text{экс}} = C_{\text{п}} K_c + C_{\text{р}} f_{\Sigma \text{р}}. \quad (2.20)$$

Задача значительно упрощается, если критерий K_c выбирается для РН, выполняющих транспортировку КА при заданном числе РН. Тогда расходы на эксплуатацию космодрома для аппаратов, близких по своим массово-энергетическим характеристикам, можно в первом приближении считать постоянными.

В общем случае, как правило, космодром рассчитывается на множество пусков, поэтому значение $C_{\text{экс}}$ обычно бывает относительно невелико (по сравнению с общей стоимостью доставки КА на орбиту).

На стоимость ракеты-носителя КА и, как следствие, на K_c может в достаточно большой степени влиять и стоимость топлива, используемой технологии изготовления РН, ее агрегатов, систем, отсеков, элементов конструкции, а также выбор применяемых конструкционных материалов и т. д.

В свою очередь, выбор компонентов топлива, технологии изготовления, конструкционных материалов и т. д. оказывает существенное влияние на критерий массового совершенства РН КА (2.14) уже с точки зрения получения наиболее эффективных массово-энергетических параметров.

Таким образом, стоимостные и массово-энергетические критерии совершенства рассматриваемых КА и их составляющих являются, как правило, взаимосвязанными.

Если анализ параметров РН проводить, используя только критерии массового совершенства, то практически в большинстве случаев можно сделать вывод о целесообразности использования на всех ступенях самых эффективных (с точки зрения энергетических характеристик) компонентов топлива. Однако, если при этом использовать также и критерий стоимости выполнения носителем поставленной задачи, то во многих случаях он может внести ряд радикальных изменений в конечные выводы при вы-

боре проектных параметров ТКС (удельного импульса тяги, числа ступеней, соотношения ступеней и т. д.). Например, чем на большем числе ступеней РН используется самое эффективное топливо, тем будет больше (при $m_0 = \text{const}$) относительная масса полезного груза. Но самое эффективное топливо может быть и самым дорогим. С учетом этого целесообразно проводить анализ влияния выбора компонентов топлива РН на некоторую удельную стоимость выведения, которая характеризовала бы условную величину энергетической эффективности носителя

$$\bar{K}_c = \frac{K_c}{m_{\text{п.г}} g_0} \quad (\text{рис. 2.3}).$$

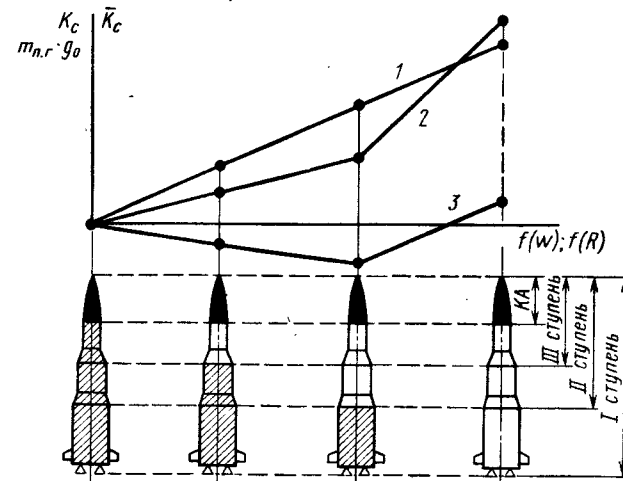


Рис. 2.3. Влияние вида компонентов топлива, технологии изготовления и применяемых для конструкции материалов РН на удельную стоимость выведения КА:

1 — $m_{\text{п.г}}/g_0$; 2 — критерий минимизации суммарных затрат K_c ; 3 — $\bar{K}_c = K_c / (m_{\text{п.г}} g_0)$

Аналогичный анализ может быть проведен и относительно материалов, применяемых в конструкции агрегатов и систем ракеты-носителя, технологии ее изготовления, также существенно влияющих на общий облик РН.

Таким образом, если руководствоваться критерием удельной стоимости выполнения поставленной задачи, то при прочих равных условиях можно прийти к следующим выводам [14]:

на различных ступенях РН могут использоваться различные топлива (материалы, технология и т. д.);

чем дороже и эффективнее топливо (материалы, технология), тем целесообразнее ограничивать их применение более высокими ступенями РН.

Кроме того, в процессе принятия проектных решений необхо-

димо учитывать ряд ограничений, накладываемых как на сами проектные параметры, так и на их функции. Например, ограничения на максимальную продольную перегрузку, максимальный скоростной напор, тепловые воздействия на участке выведения и в космическом пространстве, скоростной напор при разделении ступеней, габаритные размеры ракетных блоков, удлинение ступеней и т. д. На первом этапе проектирования обычно удовлетворяют не всем, а основным ограничениям.

Следует отметить также, что при баллистическом проектировании РН (выборе и достаточно подробном анализе траектории выведения) необходимо учитывать ограничения по зонам падения отработавших РБ или отдельных их частей и ограничения, обусловленные скоростным напором при разделении ступеней.

На этапах компоновки изделия и детального уточнения массовой сводки требуется принимать во внимание некоторую совокупность ограничений на габаритные размеры РН и максимально допустимые размеры блоков (их длину, диаметр, удлинение и т. д.). В свою очередь, значительные ограничения на режимы работы (на различных участках полета) ряда агрегатов, систем и элементов ТКС накладывает наличие тепловых нагрузок (тепловых потоков, температур), влияние которых исследуется совместно с влиянием других факторов на этапах теплового проектирования изделия.

2.4. ФИЗИЧЕСКИЕ УСЛОВИЯ ПОЛЕТА В АТМОСФЕРЕ ЗЕМЛИ

При движении транспортных космических систем (ракет-носителей КА и спускаемых аппаратов) в атмосфере Земли в общем случае на них могут действовать следующие силы (см. рис. 1.5):

1. Тяга маршевых и управляющих двигателей для РН КА и тяга корректирующего (тормозного) двигателя (на начальном участке — вход СА в атмосферу и на конечном — предпосадочное торможение и посадка на поверхность Земли для спускаемых аппаратов).

2. Аэродинамические силы (лобовое сопротивление, подъемная и боковая силы).

3. Сила тяжести.

В частном случае некоторые из сил могут отсутствовать, например, тяга тормозных двигателей (если предпосадочное торможение спускаемого аппарата обеспечивается только парашютной системой посадки); аэродинамические силы (при полете вне атмосферы); подъемная сила (при полете в атмосфере СА по баллистической траектории) и т. д.

Для дальнейшего исследования характеристик рассматриваемых аппаратов удобно все силы, действующие на них, объединить в следующие две группы: поверхностные и массовые.

К первой из них относятся тяга двигателей и аэродинамические силы. Ко второй — сила тяжести и инерционные силы.

Силы, действующие на отдельные агрегаты и системы ТКС, можно также объединить в аналогичные группы. Для агрегатов, располагаемых внутри транспортной системы, поверхностными силами являются силы реакции, возникающие в узлах их крепления к конструкции ТКС.

Понятие перегрузки сформулируем следующим образом. Перегрузка — отношение равнодействующих поверхностных сил к произведению массы m на ускорение свободного падения:

$$n = R_n / (mg_0), \quad (2.21)$$

где $R_n = \sum_{i=1}^n R_i$ — равнодействующая поверхностных сил (в данном случае тяги и аэродинамических сил); m — масса ТКС; g_0 — ускорение свободного падения.

Перегрузка величина векторная. По направлению она совпадает с направлением равнодействующей поверхностных сил.

На практике чаще пользуются не полной перегрузкой n , а ее проекциями на оси выбранной системы координат.

Тогда продольная перегрузка $n_x = \frac{R_x}{mg_0}$; поперечная — $n_y = \frac{R_y}{mg_0}$; боковая — $n_z = \frac{R_z}{mg_0}$, где R_x, R_y, R_z — проекции равнодействующей поверхностных сил на оси координат X, Y, Z соответственно. Полученную перегрузку в этом случае можно представить в виде выражения

$$n = \sqrt{n_x^2 + n_y^2 + n_z^2}. \quad (2.22)$$

Перегрузки имеют большое значение при расчете агрегатов, систем и конструкции на прочность, выборе параметров траектории выведения и спуска аппаратов управления, безопасности полета, жизнедеятельности экипажа и т. д.

Совершая полет в атмосфере, транспортная система возмущает воздушную среду, приводя окружающие ее частицы в движение. Часть кинетической энергии ТКС, затрачиваемой на ускорение этих частиц, неизбежно переходит в теплоту. Вследствие выделения последней в слое среды, прилегающей к поверхности аппарата, происходит нагрев его оболочки — аэродинамический нагрев.

При воздействии на транспортную космическую систему тепловых и аэродинамических сил появляются термические напряжения и может наблюдаться снижение прочностных характеристик конструкционных материалов, в конечном счете ухудшающее несущую способность элементов конструкции. Термические

напряжения в основном обусловлены тем, что всегда на ТКС могут иметься участки оболочки и элементов конструкции, нагретые до различных температур. При этом более нагретые из них могут деформироваться больше, чем имеющие меньшую температуру.

Знание температурного режима этих элементов необходимо прежде всего для оценки их прочности (несущей способности) в полете и обоснования выбора материалов, из которых они должны быть изготовлены.

Кроме того, подводимый к аппарату тепловой поток частично передается различным отсекам, оборудованию, приборам и снаряжению, расположенным внутри корпуса ТКС.

Следует отметить, что аэродинамические силы и тепловой нагрев в общем случае становятся особенно значительными при сверхзвуковых скоростях полета. Интенсивность их существенно зависит от скорости и высоты полета системы. При этом эта зависимость тем сильнее, чем больше скорость полета и плотность окружающей среды. Последняя, в свою очередь, зависит от давления и температуры среды.

Зная закономерности этих явлений, можно в конечном счете обеспечить такие конструктивные параметры ТКС (носителей КА, спускаемых аппаратов и др.), которые позволят иметь при прочих равных условиях минимальную массу их агрегатов, элементов конструкции и систем, обеспечивающих тепловой режим.

В верхних слоях атмосферы (вследствие ее разреженности) может с достаточной степенью точности использоваться при расчетах теория свободномолекулярного потока наиболее легких газов, энергия которого поглощается при столкновении с КА. При этом

$$\dot{m} = \rho V S,$$

где V — скорость движения аппарата; S — площадь миелевого сечения (максимального поперечного сечения аппарата); \dot{m} — расход газа; ρ — плотность.

В первом приближении силу лобового сопротивления КА можно представить в виде

$$X_a = \frac{dN}{dt},$$

где $N = \rho V^2 S t$ — количество движения газа, тогда

$$X_a = \rho V^2 S = c_{x_a} \frac{\rho V^2}{2} S, \quad (2.23)$$

c_{x_a} — коэффициент лобового сопротивления (при свободномолекулярном обтекании c_{x_a} не зависит от формы тела).

Таким образом, для определения аэродинамических сил и тепловых нагрузок, действующих на ЛА, совершающих движе-

ние в атмосфере Земли, необходимо знать основные характеристики этой среды, такие, как плотность, давление и температуру. Эти величины сильно зависят от ряда факторов: высоты — расстояния от поверхности Земли (планеты), географической широты, времени года и суток и т. д. В первом приближении обычно принимается во внимание зависимость характеристик атмосферы только от высоты. Эта зависимость приводится в таблицах стандартной атмосферы.

Температура T , давление p и плотность воздуха ρ связаны между собой и высотой над поверхностью Земли h уравнением состояния

$$p = \rho R T$$

и дифференциальным отношением равновесия

$$dp = -\rho g dh,$$

где R — газовая постоянная для воздуха.

Исключая ρ из уравнений, получим

$$\frac{dp}{p} = -\frac{g dh}{RT}$$

и после интегрирования (в пределах от p_0 до p и от 0 до h)

$$\ln \frac{p}{p_0} = -\int_0^h \frac{g dh}{RT},$$

или

$$\frac{p}{p_0} = e^{-\int_0^h \frac{g dh}{RT}}$$

Из уравнения состояния можем записать, что

$$\frac{\rho}{\rho_0} = \frac{T_0}{T} = \frac{p_0}{p},$$

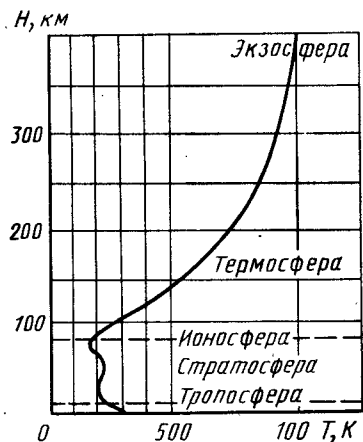
или

$$\frac{\rho}{\rho_0} = \frac{T_0}{T} e^{-\int_0^h \frac{g dh}{RT}},$$

где p_0 , ρ_0 — давление и плотность атмосферы на поверхности Земли.

Атмосфера простирается примерно до высот порядка 2000 и даже 3000 км, где она постепенно переходит в межпланетный газ.

Самые нижние слои атмосферы, до 11 км, где в основном справедливы основные соотношения между параметрами атмосферы, принято называть тропосферой. Слой, расположенные выше 11 км, называют стратосферой. Область атмосферы начиная с 90 км — ионосферой, термосферой, а самые верхние слои (выше 1000 км) — экзосферой (рис. 2.4).



Химический состав атмосферы Земли до высот 90 км остается практически неизменным. На больших высотах газ становится сильно ионизированным, и начинается заметная диссоциация молекулярного кислорода на атомы, а с высот выше 220 км на атомы начинает распадаться и молекулярный азот.

Одновременно в составе атмосферы появляется окись азота NO.

Рис. 2.4. Метеорологические слои земной атмосферы и распределение температуры по высоте на средних широтах

Все эти газы в значительной степени ионизированы. Кроме ионизированных атомов и молекул в верхних слоях атмосферы может содержаться и заметное число свободных электронов. Все это приводит к тому, что молекулярный вес воздуха 28,97, сохраняющийся неизменным до высоты 95 км, затем несколько уменьшается и на высоте 160 км имеет значение 27,9.

Химический состав атмосферы и наличие в ней некоторых незначительных примесей и заряженных частиц наряду с другими причинами сильно влияет на температурный режим атмосферы.

Начиная с высоты 11 км температура воздуха остается почти неизменной и равной в среднем -56°C . Затем с высоты 30 км наблюдается повышение температуры до максимума, расположенного на $h=50$ км. Далее начинается новое понижение температуры, и на высоте 80...100 км она снова достигает минимума. Затем идет неизменное возрастание температуры.

Первое повышение температуры в диапазоне высот 30...50 км в основном объясняется тем, что на этих высотах в составе атмосферы содержится больше, чем в других слоях, озона, который достаточно интенсивно поглощает ультрафиолетовое излучение. Дальнейшее понижение температуры можно объяснить теми же естественными причинами, что и в нижних слоях атмосферы. Наконец, последнее повышение температуры, начинающееся с высот 80...100 км, связано с бомбардировкой самых верхних слоев атмосферы космическими частицами и, естественно, прямой

солнечной радиацией. Поэтому здесь температура сильно колеблется в течение суток. Установлено, что на высотах 250...300 км температура составляет 1000...2000 К.

Не следует, однако, думать, что столь высокая температура может хоть в какой-то мере потребовать создания специальной системы теплозащиты для ЛА или спутников, длительное время находящихся на этой высоте. Вследствие большой разреженности среды передача энергии от газа любому телу бывает очень малой и баланс между тепловой энергией, полученной от газа и потерянной телом посредством излучения, устанавливается при относительно низкой температуре.

В этом отношении несравненно большее значение имеет подвод теплоты от внешних источников излучения (Солнца, альбедо планет, факела двигателя и т. д.), а также внутренних источников теплоты (энергетических установок, работающего оборудования, приборов, экипажа и т. д.).

Необходимые для аэродинамических и баллистических расчетов параметры атмосферы обычно приводятся в таблице стандартной атмосферы.

На уровне моря по международному стандарту принято: давление $p_0=760$ мм рт. ст; плотность $\rho_0=1,225$ кг/м³; температура $T_0=288,16$ К. Показатель адиабаты $k=1,4$; газовая постоянная $R=287,1$ Дж/(кг·К).

Для тропосферы законы изменения давления, плотности и температуры по высоте могут быть представлены в виде

$$p=p_0\left(1-\frac{h}{44300}\right)^{5,256};$$

$$\rho=\rho_0\left(1-\frac{h}{44300}\right)^{4,256};$$

$$T=T_0-0,0065h,$$

где h — высота (выражается в метрах).

Аналогичные выражения могут использоваться не только для тропосферы, но и в пределах характерных слоев атмосферы с соответствующим изменением числовых коэффициентов и начальных значений p_0 , ρ_0 , T_0 . Именно этим и объясняется кусочно-линейное распределение температур по высоте.

Таблицы стандартной атмосферы дают необходимые исходные данные для определения аэродинамических сил на траектории движения КА. Но в то же время стандартная атмосфера как статическая модель не способна ответить на все возникающие при расчетах вопросы. Как правило, реальная атмосфера турбулентна, в ней происходит постоянное перемещение масс воздуха, что может привести к отклонению траектории КА от расчет-

ной, кроме того, СА, проходящий с большой скоростью слои атмосферы, движущиеся в различных направлениях, может испытывать значительные кратковременные поперечные нагрузки.

Для работы алгоритма движения аппарата в атмосфере необходимо знать возможные предельные отклонения плотности от стандартных значений, а также характер вертикальных и продольных вариаций плотности. При точных расчетах траектории недооценка возможных вариаций плотности атмосферы может привести к значительным отклонениям полученных параметров движения КА.

Число ракетных зондирований верхней атмосферы, проведенных до настоящего времени, и качество измерений не позволяют построить точную модель атмосферы с учетом географической привязки, месяца, времени суток, а также случайных отклонений. Поэтому исследуется приближенная модель систематических и случайных вариаций плотности атмосферы на основе сопоставления и обобщения полученных результатов. Наряду с рассмотрением экспериментальных данных проводятся отдельные оценки возможных состояний атмосферы с учетом ее физических свойств.

Модель вариации плотности атмосферы, например, рассматривается для высот 30...80 км и широт от 50° ю. ш. до 50° с. ш. в работе [13]. Эта область представляет практический интерес для широкого круга задач, связанных с движением ЛА в атмосфере Земли.

В работе [16] приводятся также параметры атмосферы с учетом сезонно-широтных, суточных, случайных вариаций плотности и некоторые данные по предельным отклонениям плотности от средних сезонно-широтных вариаций.

2.5. ФИЗИЧЕСКИЕ УСЛОВИЯ ПОЛЕТА В КОСМИЧЕСКОМ ПРОСТРАНСТВЕ

Газовый состав межпланетных пространств (космоса) имеет главным образом солнечное происхождение.

Солнце представляет собой раскаленное газовое тело, состоящее по массе на $\approx 90\%$ из водорода, $\approx 9\%$ гелия и др. Верхняя атмосфера Солнца (корона) имеет температуру порядка 10^6 К. Газовые частицы инжектируются из короны с высокими скоростями (300...800 км/с) в околосолнечное космическое пространство и образуют стационарные потоки плазмы, состоящей главным образом из ионизированного водорода с сопутствующими электронами (так называемый «солнечный ветер»). Последний характеризуется концентрацией ионизированных атомов и эффективной температурой порядка 10^5 К.

Условия в космическом пространстве широко изменяются в зависимости от периодов солнечной активности. В период мак-

симальной солнечной активности при происходящих на Солнце значительных вспышках скорости частиц возрастают до 1000 км/с, плотность — до 100 см^{-3} . При взаимодействии «солнечного ветра» с геомагнитным полем образуется магнитосфера. Считается, что вне магнитосферы газовые частицы имеют солнечное происхождение, а внутри — земное. В результате взаимодействия гиперзвуковых потоков частиц «солнечного ветра» с геомагнитным полем последнее деформируется. Возникает волна с фронтом ударной волны, магнитопаузой и областью турбулентного движения плазмы (на расстояниях от поверхности Земли ≈ 10 земных радиусов). Это вызывает возникновение областей с резко отличающимися значениями давления ($\approx 10^3$). В стороне, противоположной ударной волне, магнитосфера удлиняется (подобно хвосту комет) и может достигать области Луны.

Специфические условия работы ТКС и ее составляющих в космическом пространстве связаны в основном с влиянием глубокого вакуума, электромагнитной и корпускулярной радиацией, метеорной опасностью, тепловым воздействием, широким диапазоном статических и вибрационных перегрузок, испытываемых КА в процессе их эксплуатации.

2.5.1. Глубокий вакуум, тепловое воздействие, невесомость

После выхода КА в космос он создает вокруг себя облако газа из испарившегося материала, рабочего тела системы ориентации, воздуха, отсасываемого космическим вакуумом из пористых материалов системы теплозащиты и конструкции. Во время длительного функционирования аппаратов в космосе (при наличии глубокого вакуума) постоянно испаряются конструкционные материалы, покрытия и смазки. Значительное влияние на физико-химическую структуру материалов, их прочность, агрегатное состояние, цвет оказывает космическая радиация. Она же может вызвать ионизацию среды приборных отсеков КА.

Метеорная опасность связана с эрозией поверхности (изменением ее оптических характеристик) и, как следствие, — изменением теплового режима аппарата, снижением эффективности солнечных батарей иллюминаторов, возможен пробой оболочки герметических отсеков и т. д.

Невесомость усложняет работу систем с жидкими и газообразными рабочими телами, требует учета смачиваемости, поверхностного натяжения, усложняется запуск маршевых, тормозных, корректирующих и других двигателей. Работа экипажа КА в условиях невесомости требует специальной тренировки и длительной адаптации организма космонавта к этим условиям.

Глубоким вакуумом, вызывающим испарение конструкционных материалов, их покрытий, унос пластмасс, испарение смазки

и т. д., считается среда с давлением $p < 1,3 \cdot 10^{-4}$ Па.

Если толщина уноса достигает порядка 10^4 мм, изменяются оптические свойства поверхностей, при уносе (0,5...1) мм могут изменяться прочностные свойства конструкции, возможна проницаемость герметических отсеков КА.

Поверхностное испарение материалов описывается формулой [13]

$$\dot{m} = 2,4 \cdot 10^8 \frac{p}{\rho} \sqrt{\frac{\mu}{T}},$$

где p — давление насыщенных паров материала в паскалях, ρ — плотность материала; μ — молекулярный вес газовой фазы испаряющегося материала; T — температура окружающей среды в кельвинах (рис. 2.5).

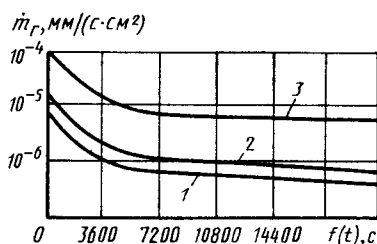


Рис. 2.5. Зависимость уноса (газо-выделения) конструкционных материалов от времени их работы в вакууме $\dot{m}_r = f(t)$:

1 — сталь; 2 — алюминий; 3 — органическое стекло

Сложной задачей является обеспечение смазки в трущихся элементах конструкции (парах-шарнирах): подшипниках, выдвигающихся телескопических механизмах, зубчатых зацеплениях и других. Испарение смазки приводит к сухому трению неокисляемых в вакууме поверхностей.

Обычно стремятся в подвижных соединениях заменить сухое трение гидродинамическим. Однако смазки в условиях глубокого вакуума испаряются и гидродинамическое трение сменяется сухим трением неокисляемых в вакууме поверхностей. Чистые поверхности при контакте подвержены интенсивной диффузии и «холодной сварке».

При трении твердых неметаллических материалов также наблюдаются подобные явления. Так, у графита (при 10% уносе $T=1680^\circ\text{C}$) коэффициент трения возрастает в вакууме в пять раз, а у сапфира и алмаза — в 10 раз.

Износ в вакууме возрастает еще более интенсивно, чем коэффициент трения. Например, износ графита возрастает в 10^3 раза.

Обычные смазочные материалы в космосе в общем случае не применимы из-за высокой упругости их паров и больших

скоростей испарения. Используются специальные типы смазок, имеющие низкую испаряемость. Для применения жидких и консистентных смазок в условиях космического пространства используются специальные лабиринтные уплотнения, применяются «твердые» смазки (различные покрытия — цементирование, фосфатирование, золочение, серебрение и т. д.).

2.5.2. Микрометеоритное воздействие

При движении КА их поверхности могут подвергаться воздействию метеорных частиц. Основную часть этих частиц в космосе составляют мелкие пылинки (микрометеориты) с массами $10^{-13} \dots 10^{-7}$ г. Удары таких частиц не могут привести к пробоем стенок аппарата, однако многократные воздействия микрометеоритов вызывают эрозию внешних поверхностей и могут существенно менять их свойства.

Метеориты подразделяются на первичные с достаточно стабильной связью между их массой и количеством в единице объема Солнечной системы; вторичные — в районе Земли, выбиваемые первичными, попавшими в Луну; метеоры астероидного пояса и метеорные потоки с известными траекториями и своими статистическими законами связи плотности с массой единичных образцов.

Встречаются каменные и железные первичные метеориты с плотностью $\rho = 2 \dots 3,5$ г/см³. Их абсолютная скорость достигает $V = 11 \dots 72$ км/с; средняя (принимаемая для расчетов) — ≈ 30 км/с; для вторичных — $\rho = 3,5$ г/см³, $V = 2,4$ км/с (средняя скорость $\approx 0,2$ км/с).

При ударе микрометеорита о поверхность за время $\approx 10^{-12}$ с возникает область сильного сжатия вещества, являющаяся источником ударной волны как в материале внешней поверхности, так и в ударяющейся частице. Давление при этом обычно много больше предела текучести и предствление о гидродинамическом характере поля напряжений достаточно хорошо соответствует действительности в начальной стадии процесса.

Начальные параметры ударной волны определяются законами сохранения (массы, импульса, энергии) и уравнениями состояния поверхности и частицы.

Для давления p , плотности энергии E и скорости вещества U за фронтом ударной волны будут справедливы следующие зависимости:

$$U = V_1 \left[1 + \sqrt{\frac{\rho_{02}}{\rho_{01}} \frac{1 - \sigma_1}{1 - \sigma_2}} \right]^{-1} = V_1 \alpha;$$

$$p = \frac{\alpha^2 \rho_{02} V_1^2}{1 - \sigma_2}; \quad U_\phi = \frac{\alpha V_1}{1 - \sigma_2};$$

$$E_2 = E_{02} + \frac{\alpha V^2}{2}; \quad \sigma_1 = \frac{q_{01}}{q_1};$$

$$\sigma_2 = \frac{q_{02}}{q_2},$$

где V_1 — скорость ударяющейся частицы; U_ϕ — начальная скорость фронта ударной волны; ρ — плотность вещества; индекс 1 относится к частице, а 2 — к материалу поверхности, индексом ноль отмечено состояние до удара. Значения $\sigma_{1,2}$ зависят от ударных адиабат материалов границы и поверхности. Например, при ударе стальной частицы о стальную поверхность при $V=10\ldots 80$ км/с давление будет меняться приблизительно от $10^5\ldots 10^7$ Па. Плотность энергии за фронтом ударной волны при этих скоростях соударения изменяется в диапазоне $1,3 \cdot 10^7\ldots 0,8 \cdot 10^9$ Дж/кг [13].

Для оценки радиуса кратера r , выбиваемого метеоритной частицей, можно установить следующую эмпирическую зависимость:

$$r = k(mV_1)^{1/3},$$

где m — масса частицы; k — эмпирический коэффициент, зависящий от материалов частицы и поверхности ($k=1,09$ — алюминий — алюминий, $k=0,606$ — железо — железо, $k=1,3$ — свинец — свинец, $k=0,9$ — алюминий — железо).

Приближенную оценку частоты столкновения с первичными метеоритными частицами можно проводить по статистической зависимости

$$\lg v = -\varphi(1 - 0,1 \lg m),$$

где v — частота попадания в единицу поверхности, шт./($\text{м}^2 \cdot \text{с}$); $\varphi=17$ — некоторый коэффициент.

По сравнению с осредненной статистической частотой столкновения увеличивается приблизительно в 10^2 раз в области Земли — Луна (из-за наличия мелкого пылевого облака), в пять раз — между орбитами Земли и Марса и в $10^3\ldots 10^4$ раз — в районе пояса астероидов.

2.5.3. Радиационная опасность

При составлении расчетной модели ограничимся рассмотрением только важнейших видов излучений, действующих на ТКС в околоземном или межпланетном пространстве:

галактическое космическое излучение, изменяющееся в соответствии с изменением солнечной активности и состоящее в основном из первичного излучения с энергией $10^8\ldots 10^{16}$ эВ;

естественные радиационные пояса, представляющие собой захваченное магнитным полем Земли излучение (внутренний

пояс, содержащий протоны с энергией $\approx 10^8$ эВ, внешний — в основном электроны с энергией $10^6\ldots 10^7$ эВ (рис. 2.6);

искусственные радиационные пояса;

спорадическое излучение Солнца, состоящее из высокоэнергетических протонов и связанное с солнечными вспышками. Вопрос о составе первичного космического излучения (ПКИ)

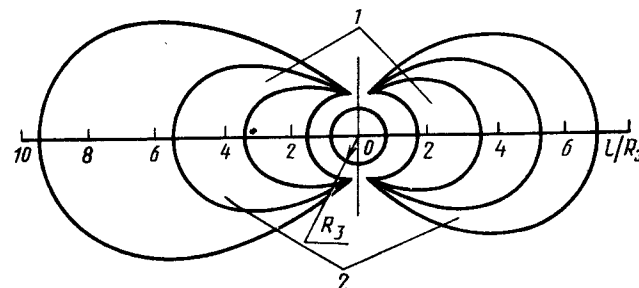


Рис. 2.6. Схема расположения радиационных поясов Земли: 1 — внутренний пояс; 2 — внешний пояс; R_3 — радиус Земли

тесно связан с проблемой происхождения космических лучей, с механизмом их генерации космическими излучателями и распространения в межпланетном пространстве. Наличие в последнем космических лучей и радиационных поясов вблизи Земли представляет реальную опасность для полетов космонавтов. Космические лучи, состоящие из заряженных частиц большой энергии, подобно любой другой ионизирующей радиации несомненно биологически опасны. Однако благодаря тому, что число частиц космического излучения за пределами земной атмосферы мало (≈ 2 частицы на 1 км^2 в с), создаваемая ими доза радиации относительно невелика (25,8 мКл/кг за сутки, что лишь в 2 раза превышает принятую в настоящее время допустимую дозу). Поэтому считается, что этот тип радиации не создаст значительной опасности при непродолжительных полетах.

Однако иногда возникает временное увеличение интенсивности космических лучей, связанное с проявлением солнечной активности. В момент вспышек космического излучения интенсивность его может возрастать \approx в 10^3 раз. При этом доза радиации увеличивается до 300 мКл/кг в час, что уже представляет реальную радиационную опасность [13]. Каких-либо точных закономерностей времени вспышек космических излучений установить пока точно не удалось, однако защита от солнечных вспышек космических излучений представляется вполне реальной.

Средняя доза от первичного космического излучения при длительном (несколько лет) нахождении ТКС, например, на орбите Земли (планеты) может быть в первом приближении под-

считана следующим образом:

$$D_i = \frac{1}{t_n} \int_t^{t+t_n} D[\lambda(t), H(t)] Q_{\text{эф}} dt,$$

где t_n — период полного обращения КА; $H(t)$ — расстояние от поверхности планеты; i — угол наклона плоскости орбиты полета КА к плоскости экватора планеты; $\lambda(t)$ — средняя геометрическая широта для данного угла i в зависимости от t ; $D[\lambda(t), H(t)]$ — мощность дозы, создаваемая космическим излучением на данной широте и высоте; $Q_{\text{эф}}$ — коэффициент относительной биологической эффективности (обычно $Q_{\text{эф}} \approx 5,7$ по верхней оценке).

Значения максимальной мощности дозы ПКИ при толщине защиты до 50 кг/см^2 для траектории, имеющей $i=65^\circ$, $H=200\ldots 600 \text{ км}$, составляет $5,6 \cdot 10^{-2} \text{ мГр/сут}$ или с учетом вторичных излучений $(8\ldots 10) \cdot 10^{-2} \text{ мГр/сут}$.

Дозы ПКИ при длительном действии могут в несколько раз превышать предельно допустимые значения. Это означает, что при полетах, продолжительность которых свыше нескольких лет, нужно считаться с возможностью хронических форм лучевых повреждений, если не будут приняты меры защиты экипажа от радиации. При кратковременных космических полетах ПКИ не создает какой-либо опасности.

Радиационные пояса

Существующие радиационные пояса представляют собой две основные зоны высокоинтенсивного излучения, состоящего из заряженных частиц, находящихся во взаимодействии с магнитным полем Земли (см. рис. 2.6). Внешняя зона радиации простирается в плоскости экватора на высоте \approx от $14 \cdot 10^3$ до $(50\ldots 55) \cdot 10^3 \text{ км}$ от поверхности Земли.

В интервале $\approx 55\ldots 70^\circ$ геомагнитных широт внешняя зона опускается до $270\ldots 300 \text{ км}$. По составу излучений внешняя зона состоит из электронов широкого энергетического спектра, который относительно быстро спадает, практически заканчивается в области около 5 МэВ . Реальные толщины защитных систем КА ($30\ldots 50 \text{ кг/м}^2$) достаточны для того, чтобы в значительной степени снизить поток электронов, достигающих биологической ткани, и устранить непосредственную радиационную опасность от них. Однако при поглощении электронов в веществе возникает тормозное рентгеновское излучение, проникающая способность которого значительно выше, чем у самих электронов. При опре-

деленных условиях это излучение может составить основную радиационную опасность во время полетов во внешнем радиационном поясе Земли. Следует отметить, что границы максимальной интенсивности радиации во внешней зоне меняются во времени, а это создает дополнительные трудности. Поэтому одной из важнейших задач является систематическое наблюдение за границей внешней зоны и ее радиационной активностью, особенно в области высоких геомагнитных широт.

При малых толщинах защитной оболочки ($x < 1 \text{ г/см}^2$) основной вклад в дозу излучения вносят жесткие электроны, способные проникнуть через защиту. При $x > 1 \text{ г/см}^2$ основной вклад дает тормозное излучение. Величину x иногда условно называют толщиной оболочки или длиной свободного пробега (некоторое расстояние, проходимое частицей до того, как она вызывает ту или иную реакцию). Обычно

$$x = lq,$$

где l — средняя длина свободного пробега; q — плотность материала, г/см^3 .

Для определения реально возможной дозы за время полета во внешнем поясе необходимо знать распределение мощностей дозы по траектории полета $D''(H)$ и время нахождения объекта на данной широте: $t = dH/V(H)$. Тогда доза будет определяться соотношением

$$D(\delta) = \int_{H_{\min}}^{H_{\max}} D''(\delta, H) \frac{dH}{V(H)},$$

где $V(H)$ — скорость движения КА в данной точке орбиты.

Зная допустимую дозу излучения D_0 , можно варьировать либо время нахождения аппарата на данной траектории, либо необходимую толщину защиты. Для уменьшения массы защиты целесообразно применять комбинированную защиту, состоящую из двух слоев: для уменьшения тормозного излучения — слой из материала с низким атомным номером; для увеличения поглощения излучения — слой из материала с высоким атомным номером. Кроме того, при толщине защиты меньше 1 г/см^2 значительный вклад в дозу излучения вносят электроны, способные проникнуть через защиту. При толщине последней больше 1 г/см^2 — тормозное излучение. Для устранения этих противоречий целесообразно применять комбинированную защиту.

Внутренняя зона радиации располагается на высотах от ≈ 600 до 5000 км от поверхности Земли. Частицы, входящие в состав внутренней зоны, — преимущественно протоны с энергией $\approx 100 \cdot 10^6 \text{ эВ}$. Излучение во внутренней зоне более жесткое,

чем во внешней. Доза радиации под защитой легкого вещества 1 г/см^2 составляет здесь $\approx 2,58 \text{ Кл/кг}$ в час и весьма медленно убывает с увеличением толщины защиты.

В отличие от внешней зоны, радиация во внутренней относительно стабильна во времени. Защита от радиации в этом случае требует применения значительного количества вещества. Поглощенная доза от вторичных частиц, возникающих в защите, например, из алюминия ($\approx 20 \text{ г/см}^2$), составляет $\approx 5\ldots 10\%$ от полной дозы протонного излучения. В случае применения материала с большим значением z этот вклад может достигать $\approx 30\ldots 40\%$. С увеличением толщины защитного экрана относительный вклад вторичных частиц может возрастать [13].

Для уменьшения радиационной опасности при космических полетах целесообразно, чтобы траектория полета КА исключала длительное пребывание корабля в зоне повышенной радиации. Кроме того, необходимо организовать систему прогнозирования солнечных вспышек, обеспечивающую своевременное оповещение космонавтов о повышении радиационной опасности. Существуют способы для предотвращения попадания интенсивных потоков частиц в кабину космического корабля. Считается целесообразным использовать электрическую или электромагнитную экранировку КА путем создания соответствующих полей необходимой конфигурации.

Другим видом защиты может быть использование специальных защитных экранов и комбинаций их с конструкцией корабля, его агрегатами, запасом топлива и т. д. По-видимому, в течение длительного времени последний вид защиты сохранил свое значение.

Нестабильность границ радиационных поясов и случайные увеличения активности космической радиации делают весьма актуальным контроль ее уровня и дальнейшее детальное изучение границ поясов для обеспечения безопасных полетов транспортных систем с экипажами.

Эти соображения, а также неполная информация вынуждают рассматривать различные экстремальные случаи, что в конечном счете приводит к увеличению массы защиты. Кроме того, в условиях космического полета существует комбинированное воздействие радиации, линейных и вибрационных перегрузок, измененного газового состава воздушной среды кабины и других факторов, характерных для герметичного помещения [13]. Воздействие этих факторов может оказать определенное влияние на величину допустимого уровня радиации.

Кроме естественных радиационных поясов Земли существуют искусственные, созданные высотными ядерными взрывами. Эти пояса составляют электроны распада осколков деления, электроны и протоны, возникающие при распаде нейтронов, а также сами осколки деления.

Солнечные космические излучения

Наряду с периодическими изменениями интенсивности космического излучения иногда наблюдаются внезапные изменения, достигающие у поверхности Земли $\approx 5\ldots 6\%$. Солнце имеет поверхностную температуру $\approx 5800 \text{ К}$ и среднюю плотность $\rho \approx 1410 \text{ кг/м}^3$, к центру температура его повышается примерно до $(15\ldots 20) \cdot 10^6 \text{ К}$ и плотность $\rho \approx 13 \cdot 10^4 \text{ кг/м}^3$, а давление $p = (150\ldots 200) \cdot 10^{11} \text{ Па}$. В этих условиях внутри Солнца протекают термоядерные реакции, являющиеся источником солнечной энергии. Как известно, Солнце излучает энергию в очень широком диапазоне длин волн. Однако до земного наблюдателя доходит лишь небольшая часть спектра этого излучения, пропускаемая земной атмосферой. С коротковолновой стороны спектра граница пропускания земной атмосферы лежит вблизи $2,9 \cdot 10^{-7} \text{ м}$. Все коротковолновое излучение ниже этой границы поглощается земной атмосферой и проникает лишь до высот $\approx 70 \text{ км}$ над поверхностью Земли. В этой области спектра сосредоточено основное излучение солнечной короны и хромосферы. Это излучение в то же время вызывает некоторые процессы, происходящие в земной атмосфере, в частности в ионосфере.

Наиболее интенсивное излучение хромосферы Солнца в коротковолновой области спектра сосредоточено в спектральных линиях водорода и гелия. Наиболее интересной из этих линий является линия водорода с длиной волны $1,216 \cdot 10^{-7} \text{ м}$, так называемая линия лайман-альфа.

Основное излучение солнечной короны сосредоточено в области мягкого рентгеновского излучения — короче $0,2 \cdot 10^{-7} \text{ м}$, вплоть до нескольких десятков нанометров. Это излучение состоит из непрерывного спектра, обусловленного торможением электронов в поле ионов, и из спектральных линий, принадлежащих высокоионизированным атомам железа, кислорода, азота и других элементов, входящих в состав короны.

Солнечная корона не является единым образованием. В ней можно различать области с различными диапазонами длин волн и цветовых температур.

Излучение хромосферы и короны не является постоянным во времени. Оно подвержено более или менее глубоким изменениям, как очень медленным, связанным с общим циклом солнечной активности, так и быстрым, носящим характер возмущений. Представляют интерес так называемые хромосферные вспышки, развивающиеся за время от нескольких минут до нескольких десятков минут и захватывающие значительные участки Солнца (до $1/1000$ солнечной поверхности). Эти вспышки приводят к усилению спектральных линий хромосферы, в том числе линий лайман-альфа, и к усилению более жесткого излучения короны. По-видимому, во время вспышек граница излучения короны

доходит до $(1...2) \cdot 10^{-10}$ м и цветовая температура излучения до $\approx 3 \cdot 10^6$ К.

Существуют также солнечные корпускулярные потоки, сведения о механизме возникновения которых, их интенсивности, состоянии распространения еще довольно приблизительны.

Нельзя рассчитывать на наихудший случай, ибо это ставит непреодолимые трудности для осуществления космического полета. Следовательно, необходимо в качестве критерия использовать некоторую малую вероятность встречи с солнечным космическим излучением (СКИ).

Существует долгосрочное прогнозирование интенсивности солнечного излучения на несколько лет вперед, прогнозирование на несколько недель, дней, часов, десятков минут. Долгосрочное прогнозирование необходимо для планирования межпланетных экспедиций, освоения Луны, планет (особенно безатмосферных планет) и т. д. В основу его следует в первом приближении положить цикличность солнечной активности. В периоды спокойного Солнца вероятность появления мощного СКИ становится относительно малой.

Если судить о появлении СКИ по числу солнечных пятен то можно заключить, что в течение 2...6 лет минимума солнечной активности (в среднем 4 года) эта вероятность снижается не менее чем в 4 раза по сравнению с годами максимума. В год максимума солнечной активности и в один-два последующих года наблюдается 10...15 случаев в год СКИ заметной интенсивности, из которых один-два большей мощности. Годы спокойного Солнца наблюдаются спустя 3...8 лет после года максимума (в среднем через 6 лет). Наша эпоха приходится на максимум векового цикла солнечной активности. В период около 2000 год частота появления СКИ станет, по-видимому, наименьшей.

Прогнозирование на несколько дней, недель необходимо для проведения околоземных полетов, облета Луны, сборки ТК и т. д. В настоящее время такой прогноз наиболее необходим, пока мало надежен. Поскольку корпускулярное излучение хромосферных вспышек почти всегда наблюдается во время высокой солнечной активности, важно установить основные признаки вероятности генерирования СКИ. К ним можно отнести большие группы солнечных пятен; необычайно яркие факельные поля; частое появление солнечных радиозумов и высокий уровень радиоизлучения Солнца; горячие области в солнечной короне, характеризующиеся появлением в спектре излучения желтой линии C_a^{xv} .

Имеются и другие критерии. В работе [13] делается попытка связать случаи наблюдения СКИ с площадью полутеней солнечных пятен, являющихся областями наибольшей активности. По существу этот критерий может характеризовать просто активность Солнца.

2.5.4. Силы, действующие на космическом участке полета

Кроме сил, действующих на космические аппараты на активном участке полета (при разгоне РН и работе двигателей КА), а также при сборке, испытаниях и транспортировке к месту старта, определенное значение имеют и силы, действующие на пассивном космическом участке полета (гравитационные, солнечного давления и магнитоэлектрической природы).

Все эти силы хотя и относительно малы, однако могут быть использованы при разработке систем ориентации ТКС, кроме того, они воздействуют на аппарат и как возмущающие факторы, искажающие траекторию его полета, а также оказывающие влияние на работу бортовых систем КА.

Гравитационные силы характеризуются законом Ньютона, определяющим силу F взаимного притяжения. В отличие от всех других взаимодействий гравитационное универсально, т. е. присуще объектам от элементарных частиц до звезд и галактик:

$$F = G \frac{m_1 m_2}{r^2},$$

где G — гравитационная постоянная; m_1, m_2 — массы тел, находящихся на расстоянии r .

Экспериментальное значение гравитационной постоянной

$$G = (6,6720 \pm 0,0041) \cdot 10^{-11} \text{ Н} \cdot \text{м}^2 / \text{кг}^2.$$

При вычислении орбит тел относительно Солнца используется гелиоцентрическая гравитационная постоянная (произведение G на массу Солнца M):

$$G_s = 1,32718 \cdot 10^{20} \text{ м}^2 \cdot \text{с}^{-2}.$$

Для орбит относительно Земли (например, спутников) используется геоцентрическая гравитационная постоянная (произведение G на массу Земли, включая ее атмосферу)

$$G_z = (3,98603 \pm 0,00003) \cdot 10^{14} \text{ м}^2 \cdot \text{с}^{-2}.$$

Аналогично и для других планет $G_i = G m_i$ (m_i — масса планеты).

По сравнению с электромагнитным гравитационное взаимодействие в общем случае очень слабое: так, энергия гравитационного взаимодействия двух протонов при прочих равных условиях \approx в 10^{36} раз меньше энергии их электромагнитного взаимодействия. В то же время для очень больших объектов — планет, звезд, галактик, в среднем электрически нейтральных, гравитационное взаимодействие является основным. Например, сила взаимного притяжения Земли и Луны достигает огромного значения.

чения $\approx 10^{20}$ Н, а сила притяжения Земли Солнцем примерно в 150 раз больше.

Определяя зоны преимущественного влияния гравитации для планет Солнечной системы, можем для сферы действия (табл. 2.1) записать

$$r_{пл} = r_s \left(\frac{m_i}{M_s} \right)^{0.4},$$

$r_{пл}$, r_s — сферы действия (гравитационного) планеты и Солнца.

Т а б л и ц а 2.1

| Планеты, Луна, Солнце | Меркурий | Венера | Земля | Марс | Юпитер | Луна | Солнце |
|-----------------------|----------------|--------|--------|--------|---------------------|------|------------------|
| $r_{пл}$, км | 90000...136000 | 618600 | 923500 | 578000 | 22890000...25220000 | 6600 | 4—5 световых лет |

Таким образом, в табл. 2.1 приведены приближенные размеры основных зон (границ), где ТКС можно рассматривать движущейся в гравитационном поле ближайшей планеты, а сам полет в этом случае может быть условно представлен как полет в поле планет старта и цели и в поле Солнца.

С гравитационными полями связаны две характерные для планет скорости (табл. 2.2):

Т а б л и ц а 2.2

| Планеты, Луна | Меркурий | Венера | Земля | Марс | Юпитер | Луна |
|------------------|----------|--------|-------|------|--------|------|
| $V_{кр}$, км/с | 2,54 | 7,20 | 7,90 | 3,54 | 42,50 | 1,68 |
| $V_{пар}$, км/с | 3,60 | 10,20 | 11,20 | 5,00 | 60,00 | 2,33 |

круговая, характерная для искусственных спутников,

$$V_{кр} = \sqrt{g r_i}$$

и скорость ухода (параболическая)

$$V_{пар} = \sqrt{2 g r_i}$$

где g_i — ускорение свободного падения на удалении r_i от центра планеты.

Характер возможных траекторий центра масс КА может быть представлен законами Кеплера, строго говоря, в гравитационном поле каждая точка КА массой m будет двигаться по своей собственной траектории. А поскольку аппарат — твердое тело, гравитационное поле будет определенным образом вращать его.

Солнечное давление является постоянным для Солнечной системы силовым фактором. Поток энергии в Вт/см² (на расстоянии r а. е. от Солнца)

$$q = \frac{0,14}{r^2}.$$

Причем предполагается наличие расхода массы m , движущейся со скоростью света c :

$$q = \dot{m} c^2,$$

откуда

$$\dot{m} = \frac{q}{c^2}.$$

Количество движения, приобретаемое пластиной единичной площади,

$$K = \dot{m} c \cos \alpha t = \frac{q t}{c} \cos \alpha,$$

где α — угол атаки (угол расположения пластины к потоку); t — время.

При полном поглощении энергии давление в направлении от Солнца

$$F = \frac{dK}{dt} = \frac{q}{c} \cos \alpha,$$

нормальное давление

$$F_N = \frac{q}{c} \cos^2 \alpha.$$

В случае отражения потока (a_s — коэффициент отражения) пластина дополнительно может приобрести энергию отраженной массы и тогда нормальное солнечное давление выражается следующей зависимостью:

$$F_N = (1 + a_s) \frac{q}{c} \cos^2 \alpha.$$

У Земли это давление относительно мало: $F = 4,4 \cdot 10^{-6}$ Па, поэтому реализация идеи разгона с помощью солнечного паруса или использование его для ориентации КА потребует значительных площадей поверхности и очень больших его масс.

Электромагнитные силы. Практически только Земля (из планет земной группы) имеет достаточно сильное магнитное поле.

Магнитные поля Марса и Венеры не менее чем в 10^4 раз, а Луны в 10^3 раз слабее поля Земли. О магнитном поле Меркурия ничего не известно. Поле Юпитера, по-видимому, в десятки раз сильнее земного.

Граница магнитосферы — поверхности, где кончается поле Земли, встречаясь с полем Солнца и солнечного ветра, имеет затупленную эллипсовидную вершину, обращенную к Солнцу, и длинный вытянутый по направлению от Солнца хвост. Ее протяженность по направлению к Солнцу 10...12 радиусов Земли, от Солнца — более 40...60 радиусов. Космический магнитный фон составляет несколько гамм ($1 \text{ гамм} = 79,58 \cdot 10^{-5} \text{ А/м}$). При движении в магнитном поле заряженных частиц (например, электронов в проводнике) возникает сила Лоренца

$$\vec{F}_L = e[\vec{V} \times \vec{T}],$$

где e — заряд; \vec{V} — вектор скорости заряда; T — функция магнитной широты и удаленности от центра.

Заряженные частицы космического и солнечного происхождения попадают в геомагнитное поле, под действием электромагнитных сил изменяют направление движения и остаются в нем, образуя радиационные пояса.

В принципе силу Лоренца можно использовать и для разгона аппарата. При этом одной из основных проблем может быть получение и сохранение достаточно высокого заряда на корпусе КА.

Теоретически разгон КА можно также обосновать и с помощью более мощного (чем геомагнитное) искусственного поля гигантского соленоида, выведенного на орбиту ИСЗ. При помощи мощных электромагнитов, использующих сверхпроводимость, можно в конечном счете получить поля с напряженностью $79,58 \cdot (60...100) \text{ А/м}$. Однако и здесь встает ряд сложных научных и технических задач, связанных с реализацией этой проблемы.

Более реальным представляется использование геомагнитного поля для ориентации ИСЗ.

Если допустить, что КА обладает некоторым магнитным моментом, то в магнитном поле на него действует следующий вращающий момент:

$$M_s = [\vec{B} \times \vec{T}],$$

где \vec{B} — вектор магнитного момента аппарата.

При этом магнитный (дипольный) момент ИСЗ может быть естественным (постоянный магнит), тогда

$$B = V\beta,$$

где V — объем аппарата или некоторой магнитной массы, β —

магнитная индуктивность, или искусственным (электромагнит), т. е.

$$B = \mu_0 n_p I F_n$$

где μ_0 — магнитная проницаемость; n_p — число витков; I — сила тока; F_n — площадь сечения провода.

КА с постоянным магнитным моментом ориентируется на магнитные полюса Земли подобно стрелке компаса. На полярной орбите он сделает два оборота вокруг своей оси на один виток.

2.6. МОДЕЛИ АТМОСФЕРЫ ПЛАНЕТ

Следует отметить, что сведения об атмосферах планет Солнечной системы далеко не одинаковы, поскольку большинство из них еще не посещалось КА. В этих случаях данные получены, как правило, путем исследования спектра солнечного излучения, отражаемого планетами.

Относительно полная информация имеется об атмосферах Марса и особенно Венеры, в частности, их химический состав измерялся прямыми методами с борта спускаемых аппаратов «Венера».

Основу атмосфер Марса и Венеры составляет углекислый газ (объемное содержание CO_2 на Марсе $\sim 90\%$, на Венере — $95...97\%$).

Атмосфера Марса существенно менее плотная, чем атмосфера Земли. Так, на поверхности Марса давление газа составляет $p = (4...8) \cdot 10^{-10} \text{ Па}$, что соответствует давлению земной атмосферы на высоте 30...35 км. Понижение давления атмосферы Марса с высотой происходит медленнее, чем понижение земной атмосферы, что в основном объясняется меньшей силой тяжести на Марсе. Температура на поверхности Марса подвержена значительным перепадам в зависимости от сезона, времени суток и широты. Суточные колебания температуры достигают 373 К . На южной шапке, которая, по-видимому, представляет собой замерзшую углекислоту, измерена температура 115 К .

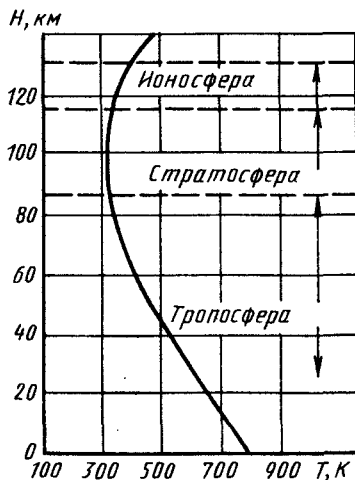
Температура у терминатора (граница дня и ночи) составляет от 193 до 183 К , в то время как наибольшие температуры в средних широтах южного полушария достигают $288...293 \text{ К}$. Большие перепады температур приводят к появлению сильных ветров (скорости которых по оценкам могут достигать 150 м/с) и пылевых бурь. Ионосфера Марса начинается на высоте $80...110 \text{ км}$.

В состав атмосферы Венеры кроме углекислого газа входят азот и водяной пар, причем CO_2 — 97% , N_2 — 2% , H_2O и других — 1% .

Атмосфера Венеры имеет сплошной весьма мощный облачный

покров, расположенный на высотах 60...70 км. Этот покров является одной из основных причин силового «парникового эффекта». Его сущность заключается в следующем.

Атмосфера планеты сравнительно прозрачна для солнечной радиации в видимой части спектра. Поэтому основная часть энергии солнечного излучения проходит через атмосферу, не поглощаясь ею, и нагревает поверхность планеты. В то же время атмосфера сильно поглощает излучение в инфракрасной области, в силу чего оказывается практически непрозрачной для теплового излучения, идущего от поверхности планеты. Общий итог этих двух явлений приводит к значительному повышению температуры поверхности Венеры и, как следствие, значительному нагреву за счет конвекции прилегающих к поверхности масс газов. Среднее значение температуры газа у поверхности планеты составляет 750 К, возможные колебания этой температуры ± 7 К. Давление и плотность атмосферы у поверхности соответственно равны $p = 100 \cdot 10^7$ Па и $\rho = 67$ кг/м³. Атмосфера Венеры обычно делится на тропосферу, стратосферу и ионосферу. За условную границу атмосферы принята высота 130 км, где $\rho = 5,5 \cdot 10^{-8}$ кг/м³. Соответственно — тропосфера 30...90 км, стратосфера — 90...120 км и ионосфера 120...130 км (рис. 2.7).



Изменение плотности газа по высоте для любой из планет Солнечной системы можно описать экспоненциальной зависимостью вида

$$\rho(H) = \rho_0 \exp[-\beta H]$$

при соответствующем выборе параметров ρ_0 и β . В частности, для атмосферы Венеры $\rho_0 = 63,1$ кг/м³, показатель экспоненты $\beta = 0,19 \cdot 10^{-3}$ 1/м для $H \geq 60$ км (выше облаков); $\beta = 0,0835 \cdot 10^{-3}$ 1/м для $H < 60$ км (ниже облаков).

Рис. 2.7. Метеорологические слои атмосферы Венеры и распределение температур по высоте

В атмосфере Венеры наблюдаются ветры, дующие в направлении вращения планеты. На высотах свыше 45 км скорость может превышать 50 м/с.

ГЛАВА 3

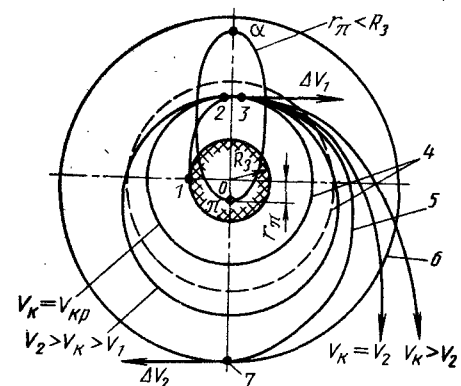
ОСНОВЫ УСТРОЙСТВА РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ И РАЗГОННО-ТОРМОЗНЫХ БЛОКОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

3.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О СТРУКТУРНЫХ СХЕМАХ И СОСТАВЕ БОРТОВЫХ СИСТЕМ РН И РБ

С помощью ракет-носителей осуществляется выведение транспортных аппаратов, функционирующих на суборбитальных траекториях, обеспечение набора первой космической скорости, выведение КА на «низкие» и «высокие» околоземные, а в случае старта с других планет околопланетные орбиты и т. д. (рис. 3.1).

Рис. 3.1. Основные траектории полета ТКС в околоземном пространстве

1 — точка старта; 2 — конец активного участка траектории; 3 — точка приложения разгонного импульса ΔV_1 для ухода КА с «низкой» орбиты ($H = 180...500$ км); 4 — «низкие» орбиты; 5 — траектория перехода на «высокую» орбиту; 6 — «высокая» орбита; 7 — точка приложения импульса ΔV_2 для удержания КА на «высокой» орбите



Разгонно-тормозные блоки КА, включающие маршевые, корректирующие двигатели, топливные отсеки, агрегаты и системы обслуживания, обеспечивают переход КА с низкой орбиты на более высокую или межпланетную, осуществляют обратный переход (с высокой орбиты на низкую), коррекцию траекторных параметров КА и т. д.

Таким образом, области возможного применения РН и РБ КА практически включают атмосферу Земли (планет) и околоземное (околопланетные) и межпланетные космические пространства.

Современные многоступенчатые РН состоят из большого числа составляющих (полезных грузов, ступеней, РБ и т. д.), которые компоуются из различных отсеков (топливных, двигательных, управления и др.), а также различных систем и агрегатов.

Обычно различают внутреннюю и внешнюю (аэродинамическую) компоновки аппаратов.

В общем случае под оптимальной компоновкой понимается наиболее рациональное и максимально плотное пространственное размещение составляющих носителя (для внутренней компоновки — в объеме, ограниченном внешней оболочкой аппарата или отдельного отсека). При этом должно быть обеспечено нормальное функционирование (при заданной надежности) всех систем и агрегатов носителя (без нарушения режима их работы эксплуатации и обслуживания в полете и на Земле), а при пилотируемых полетах — безопасность и комфортность экипажа и другие основные требования, вытекающие из схемы, типа аппарата и решаемых им задач.

К этим требованиям можно также добавить и многие другие, например, необходимость обеспечения минимального числа связей носителя с наземным комплексом, минимальное число предстартовых операций, безопасную эксплуатацию и обслуживание на стартовой позиции и в полете, обеспечение заданных устойчивости, управляемости, аэродинамических характеристик и тепловых режимов работы аппарата и др.

Безусловно, учет всех этих требований является сложной задачей. А если учесть, что критерием оптимальности ее решения будет не только, например, минимизация массы носителя, но и ряд других критериев (стоимость, надежность, эффективность и т. д.), то задача становится чрезвычайно сложной. Поэтому в каждом конкретном случае, в первую очередь, необходимо учитывать те требования, которые являются основополагающими при решении рассматриваемой задачи на данном этапе исследований, а остальные учитывать при дальнейшем уточнении задачи. При этом для последующего рассмотрения удобно подразделить ракеты-носители по следующим основным признакам [14]:

грузоподъемности — массе полезного груза, выводимого на заданную орбиту (на легкие — $m_{п.г} \leq 10$ т; средние — $50 \text{ т} \geq m_{п.г} > 10$ т; тяжелые — $50 \text{ т} < m_{п.г} \leq 150$ т и сверхтяжелые РН $m_{п.г} > 150$ т);

типу полезного груза (пилотируемые и автоматические); кратности применения (одно- и многократного использования);

компоновочным и конструктивно-силовым схемам на одно- и многоступенчатые (при этом может учитываться их конструктивное оформление, схема восприятия и передачи действующих сил, характер разделения ступеней и т. д.);

типу двигательной установки и характеристикам используемых топлив;

составу и структуре бортовых систем и основных агрегатов и т. д.

Таким образом, ракета-носитель состоит из большого числа взаимосвязанных и взаимозависимых частей (подсистем), оказывающих существенное влияние на формирование ее общего облика (основных характеристик) при проектировании.

Как правило, структурную схему ракеты-носителя КА можно условно разбить на несколько уровней иерархии, используя, например, основные положения, приведенные в гл. 2 (см. подразд. 2.1) при рассмотрении транспортной космической системы. Примем при этом, что на каждом из уровней будут располагаться равные по значимости блоки, агрегаты, системы и т. п.

Наиболее высокий уровень в такой структурной схеме будут занимать ракетные блоки ступеней, головной блок, системы управления и телеизмерения и другие системы, необходимые для функционирования РН при подготовке к старту и в полете.

Расположение ракетных и головного блоков на одном уровне означает, что РН, как правило, проектируется под полезный груз — космический аппарат целевого назначения заданной массы и габаритов, который в значительной степени определяет облик не только ракеты-носителя, но и всей ТКС.

Следует заметить, что современные носители КА весьма чувствительны к изменению параметров головного блока, особенно его габаритов, внешних обводов и центровки, влияющих на аэродинамическую и аэрогазодинамическую компоновки РН, ее центровочные, моментные характеристики, тепловые нагрузки и управляемость. Каждый ракетный блок, в свою очередь, состоит из отсеков, двигательной установки, отдельных агрегатов, гидравлических и других систем, элементов конструкции и т. д. Однако все ракетные блоки, хотя и имеют автономные системы и агрегаты, обычно связаны в общих системах РН, и их функционирование строго регламентировано и подчинено общей задаче, решаемой РН.

Далее в первом приближении рассмотрим состав и назначение основных бортовых систем и установок носителей.

Двигательная установка как одна из основных (бортовых) структурных единиц ракеты-носителя или ракетного блока может функционировать только в их составе, так как некоторые ее элементы (например, топливные баки) одновременно являются частью корпуса ракетного блока. Однако в составе двигательной установки (ДУ) баки не только служат емкостями для хранения компонентов топлива, но также определяют условия их подачи в двигатель для его нормальной работы.

В общем случае в состав ДУ входят: маршевые и рулевые ракетные двигатели (камеры, сопла); в определенных случаях могут включаться топливные баки; агрегаты, обеспечивающие работу маршевых и рулевых двигателей (с отбором рабочего тела от маршевых двигателей); рулевые приводы; вспомогательные системы и устройства и т. д.

Большинство современных РН в основном использует жидкостные ракетные двигатели, которые обеспечивают относительно высокие энергетические характеристики рассматриваемых систем. Основные системы, обеспечивающие функционирование ДУ: системы питания основных и рулевых двигателей (заборные устройства компонентов из бака, магистрали, отсечные клапаны); системы одновременного опорожнения блоков (СООБ), необходимые для уменьшения топливных остатков в баках РН; командная система режимами работы ДУ; системы заправки и слива основных компонентов топлива, контроля уровней компонентов топлив; системы термостатирования, захлаждения двигателя и другие.

В значительной степени параметры двигательных установок и в целом носителей зависят также и от вида используемых топлив, их агрегатного состояния и основных характеристик.

Например, по агрегатному состоянию компонентов топлива, поступающих в камеру сгорания ЖРД, они делятся на работающие по схемам: «жидкость — жидкость», «жидкость — газ» и «газ — газ».

При работе по первой схеме оба компонента топлива поступают в камеру сгорания в жидком состоянии, по второй — один из компонентов поступает в газообразном состоянии (после газификации), а при работе по третьей схеме — оба компонента в газообразном состоянии. В этом случае (при прочих равных условиях) энергетические характеристики (в частности, удельный импульс тяги) двигателя третьей схемы несколько выше, чем двух остальных.

Большие различия в характеристиках и в самих схемах двигательных установок, использующих жидкие топлива, по сравнению с двигателями на твердых топливах (РДТТ).

Несмотря на большую разницу, объединяет оба эти вида двигателей в частности то, что они работают на химических топливах. Поэтому и ЖРД, и РДТТ резко отличаются по многим параметрам от двигательных установок, использующих ядерные топлива и т. д.

Ракеты-носители на химическом топливе практически предназначаются для решения всех задач, хотя в ряде случаев энергетически и не являются более выгодными (например, для длительных космических полетов) [11].

РН, имеющие в своем составе ядерные блоки, обладают более высокой энергетикой, чем химические, и, возможно, в будущем найдут широкое применение при межпланетных и других космических полетах.

Носители с ядерным ракетным двигателем (ЯРД) отличаются от химических тем, что рабочее тело нагревается в них не за счет собственной химической энергии, а за счет теплоты, выделяемой при ядерных реакциях. Удельный импульс тяги ЯРД зависит

от типа реактора (с твердой, жидкой или газообразной активной зоной), рабочего тела (водород, аммиак, жидкие металлы и т. д.) и может находиться в пределах $P_{уд} \approx 800 \dots 3500$ с.

Для пилотируемых носителей с ЯРД должна быть предусмотрена биологическая защита экипажа от ионизирующего излучения работающего реактора. В свою очередь, наличие радиоактивных элементов в струе двигателя делает возможным использование ядерных блоков только на больших высотах в космосе во избежание загрязнения атмосферы и местности продуктами радиоактивного распада при работе ЯРД.

В связи с этим большой интерес представляют ядерно-химические многоступенчатые комбинированные РН, на ракетных блоках первых ступеней которых используются двигатели на химическом топливе, а на последней — ядерные.

Для дальних космических полетов широкое применение могут найти электроракетные или электроядерные ТКС, имеющие в своем составе ракетные блоки с малым секундным расходом рабочего тела и высоким удельным импульсом. Такие ракетные блоки основаны на использовании, например, электроядерных двигательных установок, в которых разгон рабочего тела до высоких скоростей истечения обеспечивается с помощью электрических или магнитных устройств и которые, обладая малой тягой, могут быть использованы только при старте КА с некоторой орбиты. Удельный импульс тяги таких двигательных систем, например ионных, может составить $\approx 25 \cdot 10^3$ с.

Система управления (СУ) РН состоит из двух основных подсистем: наведения (для управления движением центра масс и разделения ступеней) и угловой стабилизации, обеспечивающей задачу движения около центра масс (см. подразд. 1.4).

Составной частью СУ (ее подсистемой) является блок энергоснабжения. В качестве его источников на РН применяют химические источники питания, турбогенераторы и топливные элементы. В целом система энергоснабжения может входить в состав носителя или быть самостоятельной.

На носителе устанавливаются специальные узлы связи с комплексом наземного оборудования космодрома, обеспечивающие транспортирование РН, установку на стартовое сооружение, а также связь с системами и агрегатами космодрома в процессе подготовки и проведения пуска.

С этой точки зрения можно выделить ряд общих для различных РН узлов связи, которые обеспечивают их взаимодействие с наземным оборудованием космодрома, а именно: транспортировочные опоры, узлы крепления траверс (балок) для направления и перекладывания ракетных блоков и собранного носителя; узлы силового крепления к стартовому сооружению и силовой связи с агрегатами обслуживания; заправочные соединения (для подачи компонентов топлива в баки

РН); платы электрических и пневмотических разъемов и т. д. На облик ракеты-носителя КА существенное влияние оказывают внешние условия полета (см. подразд. 2.4).

При полете в плотных слоях атмосферы, как правило, работает первая ступень РН. В этот период на нее действуют относительно большие аэродинамические и тепловые нагрузки. Максимальный скоростной напор $q_{\max} \geq 4000 \dots 5000 \text{ кг/(м} \cdot \text{с}^2)$ ($h \approx 10 \dots 15 \text{ км}$, $V \approx 400 \dots 600 \text{ м/с}$);

$T_{\max} \leq 300 \dots 400^\circ \text{C}$; продольные перегрузки могут достигать значений $n_x \geq 5 \dots 6$, а нормальные — $n_y \approx (0,2 \dots 0,3) n_x$.

При этом максимальные температуры и q_{\max} как правило, по времени не совпадают. Температура достигает своего максимального значения обычно к концу работы первой ступени носителя.

3.2. КОНСТРУКТИВНО-КОМПОНОВОЧНЫЕ СХЕМЫ ОДНО- И МНОГУСТУПЕНЧАТЫХ РН КА С ЖРД

3.2.1. Аэродинамическая компоновка РН

Общий облик РН (при прочих равных условиях) в значительной степени зависит от аэродинамической компоновки ракетных блоков и выводимого ими полезного груза. Рассмотрим некоторые примеры такой компоновки.

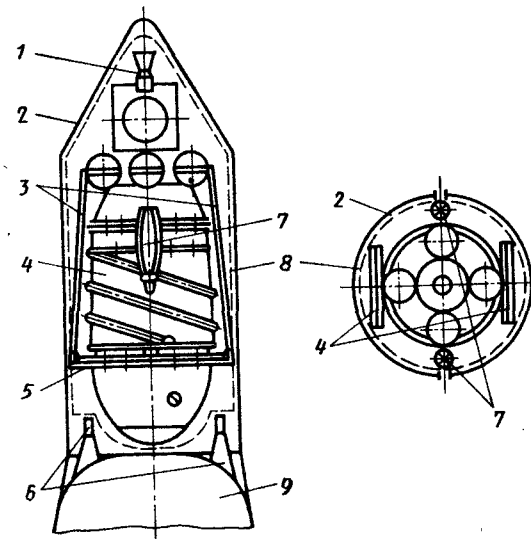
Автоматические орбитальные аппараты и некоторые типы КА для посадки на планеты выводятся на околоземную орбиту под головными обтекателями. Тем самым снимаются многие проблемы, связанные с аэродинамическим и тепловым воздействием на отдельные элементы конструкции и оборудование аппаратов (антенны, панели солнечных батарей и др.), остаются лишь статические и динамические нагрузки, вызываемые работой двигателей (рис. 3.2).

В свою очередь, наличие обтекателей накладывает ряд ограничений на аэродинамическую компоновку КА, заставляя часть элементов конструкции и оснащения делать складывающимися, усложняя их и увеличивая массу.

Научные орбитальные станции, предназначенные для работы экипажа, имеют (по сравнению с автоматическими КА) значительно большие объемы. Габариты некоторых станций бывают настолько велики, что их диаметр может существенно превосходить диаметр корпуса отдельного ракетного блока РН. Они компонуются, как правило, без обтекателя (защищаются лишь отдельные элементы станции — солнечные батареи, иллюминаторы и др.). На рис. 3.3, а представлена компоновка такой станции на носителе, последний имеет «пакетное» расположение ракетных блоков.

Рис. 3.2. Компоновка автоматического КА на РН:

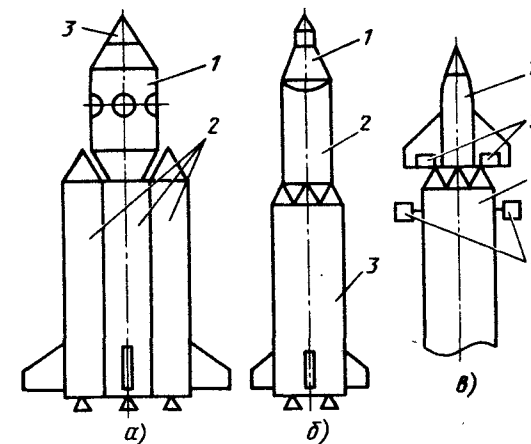
1 — тормозная двигательная установка (ТДУ); 2 — обтекатель; 3 — панель солнечной батареи (в сложенном состоянии); 4 — радиатор-излучатель; 5 — узлы стыковки КА с РН; 6 — узлы стыковки КА с РН; 7 — антенна параболическая (сложенная); 8 — зона полезного груза; 9 — ракетный блок носителя



Спускаемые аппараты можно компоновать на носителе также без головных обтекателей. При этом целесообразно аппаратуру, которая не нужна для осуществления спуска, размещать в отделяемом приборном отсеке, имеющем, если это необходимо, защиту от тепловых и аэродинамических воздействий (рис. 3.3, б).

Рис. 3.3. Схемы компоновки КА на РН:

а — научной орбитальной станции на РН с продольным делением ступеней: 1 — орбитальная станция; 2 — ракетные блоки «пакетной» схемы компоновки; 3 — обтекатель; б — спускаемого аппарата на носителе с поперечным делением ступеней: 1 — СА; 2 — РБ второй ступени; 3 — РБ первой ступени; в — спускаемый аппарат планирующего спуска: 1 — СА; 2 — закрылки; 3 — РН; 4 — стабилизаторы



Компоновка на РН космических аппаратов относительно простых геометрических форм не вызывает особых затруднений. Обычно серьезные проблемы, связанные с частичным изменением конструктивно-силовой схемы РН, возникают при компоновке на носителе спускаемых аппаратов планирующего типа

(рис. 3.3, в). Это связано с наличием на этих аппаратах относительно больших несущих поверхностей. В связи с этим на РН могут действовать значительные поперечные усилия (порядка веса самого КА), вызываемые подъемной силой, особенно на участке выведения, где углы атаки достигают больших значений. Для демпфирования воздействия на РН подъемной силы могут использоваться специальные управляющие органы, устанавливаемые на спускаемом аппарате (закрылки) или носителе (стабилизаторы).

Качественная оценка влияния обводов головных обтекателей и самих головных частей (полезного груза) на аэродинамическое сопротивление сводится к тому, что большая часть полета РН в плотных слоях атмосферы происходит при сверхзвуковых скоростях, когда определяющая роль (по сравнению с сопротивлением трения) принадлежит волновому сопротивлению. В связи с этим внешние обводы должны обеспечивать минимальное сопротивление, что возможно при носовой части, выполненной так, чтобы возникающие косые скачки уплотнения имели малые потери энергии [14]. Последнее условие может быть обеспечено, например, использованием прямолинейных конических обводов носовой части РН с малым углом полураствора конуса (что при этом одновременно увеличивает сопротивление трения).

Оптимизация интегральных потерь за счет волнового сопротивления и сопротивления трения приводит к так называемой «оживальной форме», которая имеет вид дуг окружности или параболы, обеспечивает уменьшение лобового сопротивления, но более сложна для производства по сравнению с конической формой. Оживальная форма обтекателя может быть заменена двумя-тремя вписанными в ее обводы коническими поверхностями, при этом лобовое сопротивление практически не меняется, а технология изготовления значительно упрощается.

Компоновка многоступенчатых ракет-носителей может быть выполнена по схемам с поперечным или продольным делением ступеней или же может представлять комбинацию их (рис. 3.4, б, в).

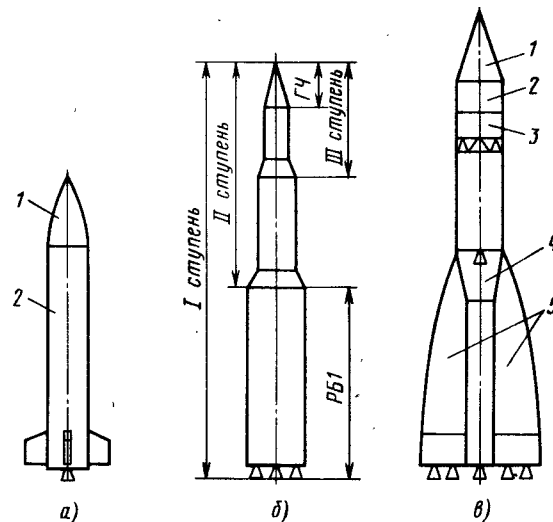
Схемы с поперечным делением ступеней имеют последовательное («тандемное») расположение ракетных блоков, каждое из которых по своей конструктивно-компоновочной схеме может быть одно- или многоблочным.

Схемы с продольным делением имеют параллельное («пакетное») расположение ракетных блоков. Конструктивно-компоновочная схема их многоблочная.

На рис. 3.4, в представлена комбинированная компоновочная схема разделения ступеней РН «Восток» с продольным разделением боковых РБ в конце работы первой ступени и поперечным отделением третьей ступени от блоков второй по окончании ее работы.

рис. 3.4. Схемы компоновки РН:

а — одноступенчатой;
б — многоступенчатой (тандемная схема); в — многоступенчатая (комбинированная схема); РБ — ракетный блок; ГЧ — головная часть; 1 — обтекатель полезного груза; 2 — отсеки КА; 3 — РБ третьей ступени; 4 — центральный РБ первой и второй ступеней; 5 — боковые блоки первой ступени



При одноблочной конструктивно-компоновочной схеме РН в состав ракетной части лобовой ступени входит только один ракетный блок, который, в свою очередь, комплектуется одной структурной единицей каждого наименования (одним хвостовым отсеком, одним топливным отсеком и т. д.) (рис. 3.5).

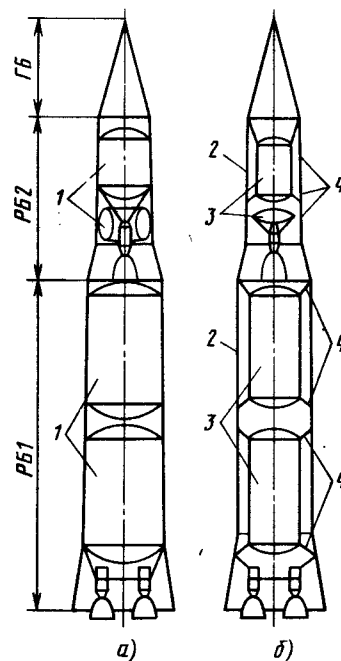
При многоблочной схеме в состав ракетной части входят несколько автономных ракетных блоков или один блок, имеющий несколько единиц одного и того же наименования (например, несколько баков окислителя и горючего и т. д.).

Конструктивно-силовые схемы с несущими или ненесущими (подвесными) топливными отсеками, а также их комбинированные (смешанные) схемы могут быть реализованы как в одно-, так и в многоблочной конструкции.

Одноблочные схемы менее разнообразны по сравнению с много-

рис. 3.5. Одноблочные схемы РН с поперечным делением ступеней:

а — несущая схема; б — ненесущая схема; 1 — несущие топливные баки; 2 — силовой каркас корпуса РН; 3 — подвесные (не несущие) топливные баки; 4 — узлы крепления подвесных (несущих) баков и корпуса



блочными, а их основное различие обусловлено конструктивно-силовой схемой (несущий или несущий отсек).

При одноблочной схеме РН (см. рис. 3.5) геометрические обводы ракетных блоков обычно имеют вид тел вращения цилиндрической формы, диаметры которых для различных ступеней или равны, или же уменьшаются от первой ступени к головному блоку. При этом хвостовой (двигательный) отсек последующей ступени выполняется, как правило, в виде усеченного конуса для удобства стыковки ступеней.

Геометрическая форма топливных баков для несущей схемы может быть самой разнообразной (от цилиндра до эллипсоида), а при несущей — цилиндра или тора с цилиндрическими несущими вставками.

Высокое конструктивное совершенство одноблочной схемы с несущими топливными отсеками обеспечивается за счет обечеек баков, воспринимающих внутренние и внешние нагрузки, а также меньшего числа каркасных отсеков. Однако такая схема требует конструктивных материалов с высокими удельными механическими характеристиками и высокой технологичностью.

В свою очередь, схемы с несущими баками требуют конструктивных материалов, обладающих высокой прочностью и текучестью (должны хорошо свариваться и иметь коэффициент прочности сварного шва, близкий к единице) [14].

Многоблочные схемы с продольным делением ступеней можно использовать в двух- или трехступенчатом исполнении. В последнем случае, как правило, они более сложны и практически могут не иметь преимуществ по сравнению с комбинированной схемой, включающей продольное и поперечное деление ступеней.

Многоблочные схемы с поперечным делением ступеней могут выполняться по несущей, несущей и комбинированной схемам. На рис. 3.6 в качестве примера приводятся схемы РН «Сатурн-1В», у которой ракетный блок первой ступени многоблочный, а второй — одноблочный (несущая схема), а также комбинированная схема и т. д.

Размещение многокамерных двигательных установок в хвостовом отсеке РН практически можно свести к их аэродинамической (аэрогазодинамической) компоновке. Обычно различают два вида такой компоновки: с центральным телом и без него.

В первом случае двигатели размещаются в хвостовом отсеке по его периферии и образуют в центральной части донного среза небольшую зону, на которой появляется донное сопротивление. В данном случае эта зона занята центральным телом, на поверхности которого реализуется давление струи двигателей, что в конечном счете может явиться источником дополнительной тяги [14].

При отсутствии центрального тела внутри кольца двигателей может образовываться уже достаточно обширная зона, в которой

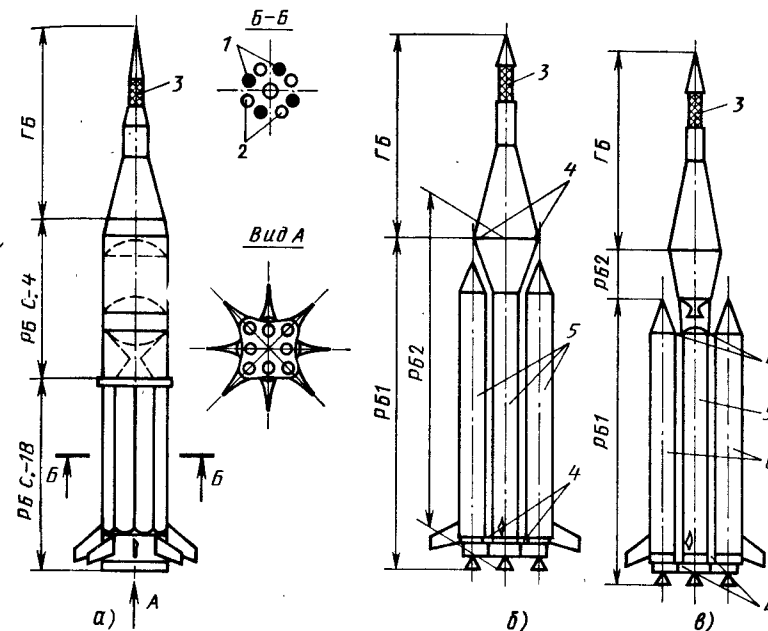


Рис. 3.6. Многоблочные схемы РН:

а — ракета-носитель «Сатурн-1В» с поперечным делением ступеней: РБ С-1В — несущая многоблочная схема (из 8 блоков); РБ С-1В — одноблочная несущая схема; б — схема с продольным делением; в — комбинированная схема: 1 — баки горючего; 2 — баки окислителя; 3 — система аварийного спасения экипажа (САС); 4 — узлы крепления блоков; 5 — несущие топливные баки; 6 — несущие (подвесные) топливные баки; ГБ — головной блок

эжектирующее действие струи периферийно расположенных двигателей приводит к глубокому разряжению и появлению весьма значительных сил зонного сопротивления. Для уменьшения этого эффекта при компоновке многокамерной двигательной установки без центрального тела необходимо обеспечить максимально плотную компоновку отдельных двигателей в хвостовой части РН. Если же компоновка двигателей не особенно плотная, то целесообразно, чтобы аэродинамические обводы хвостовой части РН образовывали своеобразные каналы, обеспечивающие свободный доступ, безотрывное течение по ним атмосферного потока и подачу его в донную часть РН.

Способы разделения ступеней (отделения отработавших ракетных блоков, баков, двигателей и некоторых элементов конструкции РН) в значительной степени зависят от компоновки аппарата и подразделяются на «горячее» и «холодное» (рис. 3.7).

«Горячее» разделение в основном характеризуется тем, что маршевые двигатели очередной ступени запускаются до выклю-

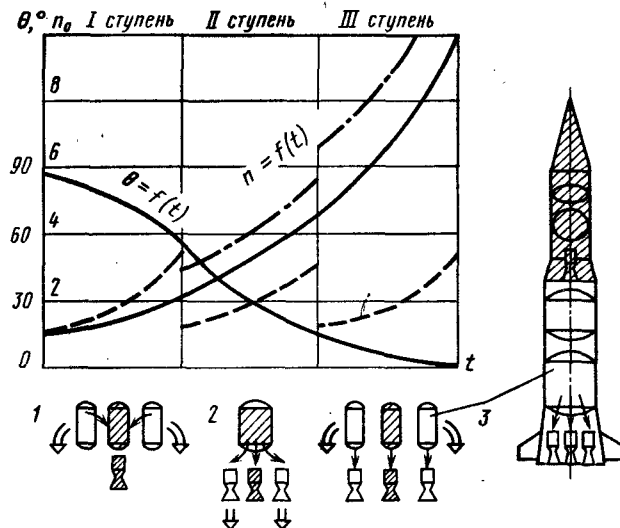


Рис. 3.7. Зависимость перегрузки $n_0 = P_0 / (m_0 g_0)$ и угла тангажа θ от времени полета одноступенчатых, двухступенчатых и трехступенчатых РН (оставшиеся блоки заштрихованы):
1 — сброс отработавших баков; 2 — сброс отработавших двигателей; 3 — сброс отработавших баков и двигателей (ракетных блоков)

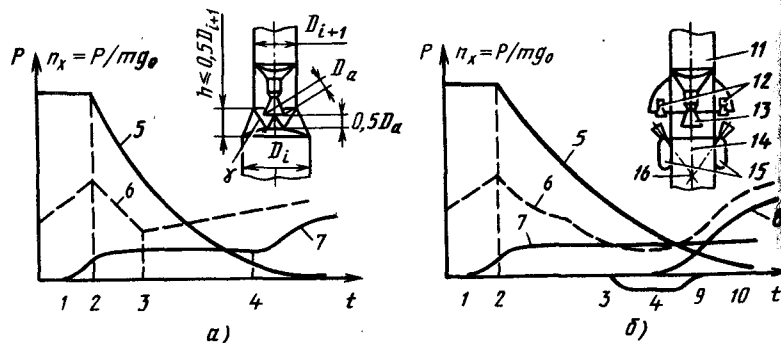


Рис. 3.8. Способы разделения ступеней (зависимость тяги $P = f(t)$ и перегрузки $n_x = P / (m g_0)$ при «горячем» и «холодном» разделении ступеней РН):
а — «горячее» разделение ступеней: 1 — запуск двигателя $(i+1)$ -й ступени; 2 — выключение двигателя i -й ступени; 3 — начало расхождения ступеней; 4 — выход двигателя $(i+1)$ -й ступени на номинальный режим; 5 — $P_i = f(t)$; 6 — $n_x = f(t)$; 7 — $P_{i+1} = f(t)$; 8 — переходный отсек между ступенями, выполненный в виде ферменной конструкции; б — «холодное» разделение ступеней: 1 — запуск рулевых двигателей 12 $(i+1)$ -й ступени; 2 — выключение двигателя i -й ступени; 3 — запуск тормозных двигателей 15 i -й ступени; 4 — запуск маршевого двигателя 13 $(i+1)$ -й ступени; 5 — $P_i = f(t)$; 6 — $n_x = f(t)$; 7 — зависимость тяги рулевых двигателей 12 от времени ($P_r = f(t)$); 8 — $P_{i+1} = f(t)$; 9 — $P_{ТДУ} = f(t)$; 10 — окончание работы ТДУ; 11 — РБ $(i+1)$ -й ступени; 14 — РБ i -й ступени; 16 — точка пересечения направления тяг ТДУ

чения двигателей отработавших РБ предыдущей степени (рис. 3.8, а). В этом случае одновременно с сигналом на выключение двигателей отработавших блоков обычно должен подаваться и сигнал на разделение всех элементов, связывающих эти блоки с последующей ступенью.

Фактическое отделение наступает лишь тогда, когда после уравнивания ускорений движения отработавших РБ и очередной ступени их относительное ускорение становится максимальным. В этом случае последующая (очередная) ступень испытывает ускорение под действием своих маршевых двигателей, а отработавшие блоки (в случае поперечного деления) — замедление от действия на них истекающих газов из сопел этих двигателей.

Наиболее просто «горячее» разделение осуществляется при «пакетной» схеме компоновки. Одним из достоинств этой схемы является то, что струи газов от двигателей последующей ступени не встречаются на своем пути конструктивных элементов отработавшего блока. В свою очередь, при «тандемной» схеме компоновки необходимо обеспечивать специальные газоотводы от двигателей последующей ступени или переходные отсеки между ступенями в виде ферменной конструкции. Обычно в этих случаях увеличивается длина РН ($h \geq 0,5 D_{i+1}$, см. рис. 3.7) для обеспечения необходимого продольного зазора ($\approx 0,5 D_a$) между срезом сопел двигателей последующей ступени и верхним дном бака на предыдущем (отделяемом) РБ. Такое увеличение длины РН, как правило, приводит и к увеличению его массы. Для того чтобы предотвратить разрушение (взрыв) баков отработавшего блока, содержащих к моменту разделения значительное количество газов наддува и остатки компонентов топлива (незабора, гарантийных запасов и т. д.), необходимо предусматривать силовую и тепловую защиту верхнего дна его бака.

«Холодное» разделение ступеней — это отделение отработавшей части РН под действием тяги специальных двигателей отделения, которые начинают работать после выключения маршевых двигателей отработавшей ступени и раскрытия замков связи (рис. 3.8, б). Импульс тяги двигателей разделения зависит от массы отделяемой части КА и расстояния ее отвода, что определенным образом может влиять на управляемость последующей ступени и значение потребной эффективности ее органов управления. Это объясняется тем, что в процессе разделения ступеней на участке отвода отработавшего блока возможен неуправляемый полет последующей ступени при воздействии на нее начального возмущения, устраняемого в дальнейшем (после включения ее двигателя) системой управления. Наличие неуправляемого полета последующей ступени является одной из характерных особенностей «холодного» разделения ступеней.

Однако часто название этого способа разделения носит чисто условный характер, так как отделение может происходить и при работающих рулевых двигателях последующей ступени, а если их нет, на режиме глубокого дросселирования ее маршевых двигателей или же с использованием тяги относительно небольших вспомогательных РДТТ, устанавливаемых на этой ступени и работающих до включения ее основных двигателей.

Как и в случае «горячего» разделения, связи между отделяющимися частями КА обычно освобождаются по сигналу на выключение двигателей предыдущей ступени, а само разделение происходит после уравнивания ускорения этих частей.

Однако в отличие от предыдущего варианта до включения маршевых двигателей последующей ступени относительное ускорение расходящихся частей КА получается слишком малым, и для его увеличения необходимо устанавливать тормозные двигатели (РДТТ) на отработавшем блоке или дополнительные ускорители (ЖРД) на последующей ступени или то и другое одновременно.

Если позволяет компоновка, то тормозные РДТТ целесообразно располагать так, чтобы их тяга по возможности проходила через центр масс отработавшего блока для уменьшения угловых возмущений, вызванных разнотяговостью РДТТ и неодновременностью выхода на режим при его включении и выключении.

При наличии рулевых или вспомогательных двигателей, используемых при отделении блоков, на последующей ступени в этом случае не требуется специального газоотвода от ее маршевых двигателей, что, в свою очередь, не потребует ни увеличения длины аппарата (как при «горячем» разделении), ни теплозащиты и усиления верхнего днища бака РБ предыдущей (отделяемой) ступени. Это в известной степени может компенсировать частично или полностью его утяжеление и усложнение из-за установки тормозных РДТТ.

«Холодное» разделение ступеней практически может использоваться при любой компоновке многоступенчатых РН, но с учетом указанных выше отличительных особенностей наиболее целесообразно для тандемной компоновки КА.

Теплозащитные днища (донная защита), экраны, а также отражательные устройства используются для защиты конструкции РБ от силового воздействия и тепловых потоков работающих двигателей при старте и в полете РН и при разделении ее ступеней.

Теплозащитные днища и экраны устанавливаются по нижнему торцу хвостового отсека ракетного блока. Во время старта РН они воспринимают тепловые потоки и ударно-волновые и импульсные нагрузки, возникающие при отражении от элементов стартовых сооружений струй газов, истекающих из сопел двига-

телей, а также тепловые потоки (излучения и конвективные) от реактивных струй двигателей, работающих в полете.

Силовое нагружение днищ хвостовых отсеков ракетных блоков в полете относительно невелико и определяется в основном перепадом давлений между донной областью и хвостовым отсеком РБ.

Отражательные устройства устанавливаются по верхнему торцу блока. Они предназначены для защиты конструкции отработавшего РБ (в основном верхних днищ баков) от разрушения в процессе «горячего» разделения ступеней РН (при «тандемной» компоновке), так как при разделении воспринимают силовое и тепловое воздействия струй газов двигателей последующей ступени.

Давление и тепловые потоки, действующие на теплозащитные днища и отражательные устройства РБ, зависят в основном от типа двигательной установки, тяги, числа и схемы расположения двигателей и т. д., а также геометрических и газодинамических характеристик стартовых сооружений, донной части (переходного отсека) и отражательного устройства РБ и др.

Время действия тепловых потоков на теплозащитные днища $\approx 100 \dots 500$ с, а на отражательные устройства ≈ 10 с, но при этом на последние тепловой поток воздействует в условиях эрозии теплозащитного материала из-за воздействия скоростного напора реактивной струи двигателей.

Практически нагрузки, действующие на отражательные устройства, являются производными от энергии струй двигателей и определяются формой поверхности и размерами отражательных устройств.

Среднее интегральное давление на поверхность отражательного устройства $\approx 0,2 \dots 0,3$ МПа, а пик местного давления (непосредственно под струей двигателя) доходит до 1 МПа.

3.2.2. Внутренняя компоновка

Определение внутренней компоновки было дано в подразд. 3.1. К этому добавим, что внутренняя компоновка РН в значительной степени определяется совокупностью основных параметров, характеризующих геометрическую форму топливных баков, их расположение относительно друг друга и относительно других агрегатов (в первую очередь, двигателя), конструкцию приборного отсека и его местоположение в ракетном блоке, а также расположение внутрибаковых систем и устройств.

Топливные баки могут быть выполнены в виде цилиндра, конуса, сферы, тора, эллипсоида, чечевицы и т. д. Наиболее распространенная форма бака — цилиндрическая. Днища баков могут иметь коническую или эллиптическую форму, а также форму сферического сегмента или полусферы.

Основным критерием при выборе геометрической формы баков может быть конструктивное совершенство топливного отсека в целом, определяемое значением его минимальной массы, простотой изготовления (технологичность), а также плотностью компоновки топливного отсека. Наибольшую плотность компоновки (при прочих равных условиях) имеют топливные отсеки с совмещенными верхним и нижним днищами соответственно нижнего и верхнего баков ракетного блока.

По относительному расположению баков в топливном отсеке бак окислителя может располагаться выше или ниже бака горючего. В первом случае может быть обеспечена более передняя центровка носителя (положение центра масс относительно центра давления), что при принятой аэродинамической компоновке приводит к меньшим управляющим моментам (к меньшей потребной эффективности органов управления).

Следует заметить, что давление наддува в баке при его верхнем (переднем) расположении, как правило, ниже, чем в нижнем баке (независимо от компонента топлива). Это происходит вследствие того, что при увеличении длины трубопровода подачи компонента топлива от бака к входным патрубкам турбонасосного агрегата двигателя увеличивается гидростатическое давление столба компонента как в момент старта РН, так и в конце активного участка:

$$p_{\text{над}}^{\text{ок}} = p_{\text{ТНА}} - nh_{\text{ок}}\rho_{\text{ок}} + \Delta p_{\text{гидр}} - \Delta p_{\text{гар}}; \quad (3.1)$$

$$p_{\text{над}}^{\text{г}} = p_{\text{ТНА}} - nh_{\text{г}}\rho_{\text{г}} + \Delta p_{\text{гидр}} - \Delta p_{\text{гар}}$$

где $p_{\text{над}}^{\text{ок}}$, $p_{\text{над}}^{\text{г}}$ — давление газов наддува в баках окислителя и горючего соответственно; $p_{\text{ТНА}}$ — давление перед турбонасосным агрегатом (ТНА); $\Delta p_{\text{гидр}}$ — гидравлические потери на сопротивление в магистралях, переходниках, клапанах и т. д.; $\Delta p_{\text{гар}}$ — гарантийное давление, обеспечивающее работу ТНА на перерасчетных режимах (отклонения T и др.); $nh_{\text{ок}}\rho_{\text{ок}}$, $nh_{\text{г}}\rho_{\text{г}}$ — гидростатическое давление столба компонента топлива (окислителя и горючего соответственно); n — перегрузка, h — высота столба газов, ρ — плотность компонента.

Компоновка аппаратуры системы управления может быть осуществлена в специальном приборном отсеке, корпус которого является составной частью корпуса ракетного блока, в контейнерах, расположенных в существующих отсеках, и «россыпью», в виде отдельных приборов, располагаемых в различных отсеках ракетного блока.

Исполнительными органами СУ могут быть: аэродинамические или воздушные рули, располагаемые на корпусе; газоструйные рули, располагаемые в газовом потоке на срезе сопла маршевого двигателя; поворотные маршевые двигатели; ка-

чающиеся и неподвижные сопла; поворотные сопла маршевых двигателей и т. д. Как средство управления может также использоваться способ дросселирования тяг маршевых двигателей.

Компоновка внутрибаковых устройств в своей основе типовая для всех РН. В общем случае в состав их входят: датчики уровней систем; меридиональные и широтные гасители колебаний компонентов топлива; воронкогасители заборных устройств компонентов; элементы систем термостатирования, барботирования и аварийного перелива компонентов топлива; элементы системы заправки и т. д.

3.3. ОСОБЕННОСТИ КОМПОНОВКИ РН И РБ С ЯРД И РДТТ

Требование минимального загрязнения атмосферы, местности и стартовой площадки продуктами радиоактивного распада от нейтронного и γ -излучения реактора ЯРД при его запуске и работе на участке полета вызывает необходимость применения в этих случаях многоступенчатых транспортных космических систем. Первые ступени ТКС должны работать на химических топливах, а последняя (космическая) ступень (ее разгонно-тормозные блоки) — на ядерном.

Эти ограничения являются достаточно жесткими и оказывают значительное влияние как на компоновку ТКС, так и на ее основные траекторные и массовые параметры. На рис. 3.9 приведена принципиальная компоновочная схема КА с ядерным разгонно-тормозным блоком [15].

При выборе конструктивно-компоновочных схем подобных аппаратов необходимо в первую очередь учитывать:

особенности размещения тяжелой биологической защиты экипажа от излучения ЯРД; тепловой защиты приборного и топливного отсеков; систем охлаждения агрегатов, узлов конструкции и других элементов от вторичного тепловыделения, возникающего от нейтронного и γ -излучения при захвате и торможении этих частей в материалах конструкции;

особенности компоновки однобаковой системы для рабочего тела ЯРД и ее защиты на космической ступени;

ограничения, накладываемые на выбор

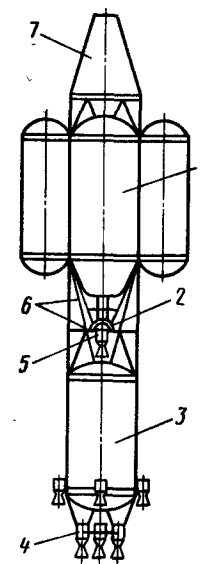


Рис. 3.9. Схема компоновки КА (комбинированная): 1 — разгонно-тормозной блок с ЯРД; 2 — ЯРД; 3 — РБ с ЯРД; 4 — ЯРД; 5 — биологическая (тенева) защита; 6 — переходный ферменный отсек; 7 — полезный груз

программы управления, по высоте запуска ЯРД космической ступени;

эксплуатацию и обслуживание ТКС на стартовой площадке и в полете (безопасность обслуживающего персонала и экипажа и т. д.).

Ракетные блоки с двигателями твердого топлива (РДТТ) получили в настоящее время достаточно широкое распространение. Этому способствуют в известной степени такие их достоинства, как высокая надежность, относительная простота эксплуатации, постоянная готовность к действию и др. Наряду с перечисленными достоинствами РН и РДТТ обладают рядом существенных недостатков: зависимостью скорости горения твердого ракетного топлива от начальной температуры топливного заряда; относительно низким значением удельного импульса тяги; трудностью регулирования тяги в широком диапазоне [16].

Топливный отсек систем с РДТТ одновременно выполняет и функции камеры сгорания двигателя (рис. 3.10). В связи с этим из-за высокого давления в камере сгорания $(60...100) \cdot 10^5$ Па стенки ее (практически корпуса КА) должны быть достаточно толстыми.

Определенные трудности вызывают выбор органов управления и их компоновка, обеспечение заданной центровки аппарата. Последнее вызывается тем, что плотность топлива для РДТТ значительно выше, чем для ЖРД и при выработке его центр масс КА на твердом топливе может смещаться несколько больше, чем у РН с ЖРД. При транспортировке и хранении систем с РДТТ необходимо предусматривать термостатирование — специальные системы, обеспечивающие в топливном отсеке заданные параметры по тепловому режиму, влажности, давлению и т. д., т. е. стабильные условия для топливных зарядов.

На рис. 3.10, а представлена схема компоновки РН с твердотопливным двигателем. В качестве органов управления в этой схеме предусмотрен дефлектор (подвижный цилиндрический насадок). Для управления могут использоваться также поворотные сопла, впрыск жидкости в закритическую часть сопла и др.

Одной из сложных задач для этого типа КА является обеспечение точного выключения двигателей в конце активного участка полета. Если рассматривается многоступенчатая ТКС, то очевидно целесообразно ее первые ступени проектировать таким образом, чтобы на них происходило полное выгорание компонентов топлива, а на последней размещать кроме основного топлива его гарантийные запасы и проводить выключение РДТТ, обеспечивающее заданную точность параметров траектории в конце активного участка движения системы. Выключение РДТТ можно проводить сбросом давления в камере сгорания, используя для этого сопла обнуления (см. рис. 3.10, а) или другие средства.

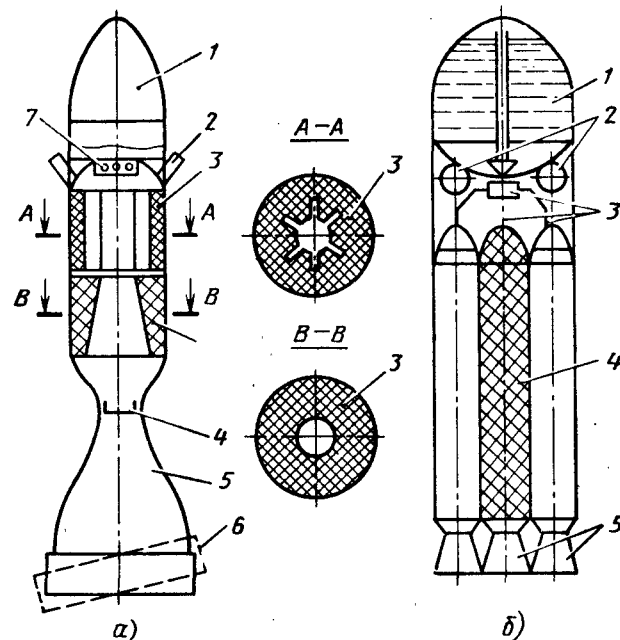


Рис. 3.10. Схемы компоновки РН с РДТТ:

а — РН с твердотопливным двигателем: 1 — полезный груз; 2 — сопло обнуления; 3 — твердотопливный заряд; 4 — критическое сечение сопла (с «заглушкой»); 5 — сопло; 6 — дефлектор; 7 — запал; б — РН с ГРД: 1 — жидкий компонент топлива; 2 — баллоны газа наддува бака; 3 — система воспламенения (форсунок); 4 — твердый компонент топлива; 5 — сопла ДУ

Диаметр корпуса ТКС определяется в общем случае размером диаметра топливного заряда РДТТ, который, в свою очередь (при заданных характеристиках топлива), зависит от времени работы двигателя $t=f(D)$.

Иногда в подобных схемах ТКС (рис. 3.10, б) рассматриваются двигательные установки гибридного типа — гибридные ракетные двигатели (ГРД), работающие на топливах смешанного агрегатного состояния (сочетание твердых и жидких компонентов топлива).

Для систем с ГРД возможно обеспечить удельные импульсы тяги, несколько превышающие таковые для РДТТ, регулировать тягу, обеспечить возможность многократного включения и выключения двигателя.

Однако компоновка подобных КА, как правило, сложнее, чем аппаратов с РДТТ, из-за наличия разнородных (жидких и твердых) компонентов топлива и обеспечения их условия хранения и эксплуатации, систем воспламенения, форсунок и т. д.

3.4. ОСНОВЫ УСТРОЙСТВА И ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУИРОВАНИЯ МНОГОРАЗОВЫХ ТКС И РБ КА

Главной особенностью многоразовых ТКС по сравнению с одноразовыми является возможность их многократного использования при решении целевых задач по исследованию космического пространства. При этом необходимо, чтобы повторное применение как всей системы, так и ее отдельных составляющих (РН, разгонно-тормозных и корректирующих блоков, космических аппаратов и др.) не только обеспечивало решение поставленной задачи, но и было экономически оправдано.

Схемы многоразовых ракет-носителей КА (МРН) в первом приближении можно классифицировать в зависимости от числа и компоновки их ступеней, кратности повторного применения используемых компонентов топлива и двигателей, способов старта, возвращения и посадки системы и т. д. [11].

МРН могут быть одно- и многоступенчатыми (пакетной, тандемной или смешанной схемы компоновки), с вертикальным или горизонтальным (наклонным) стартом и горизонтальным способом посадки. Возвращение спасаемых РН или ракетных блоков для их повторного использования может проводиться непосредственно на площадку старта или, если МРН совершает посадку в район, удаленный от места старта, то его возвращение на стартовую площадку осуществляется с помощью специальных наземных, водных или воздушных средств.

При кратности повторного использования РН или разгонно-тормозных блоков КА они подразделяются на полностью и частично многоразовые.

По используемым ДУ и компонентам топлива многоразовые системы могут включать жидкостные, твердотопливные, воздушно-реактивные, ядерные или комбинированные блоки (ступени).

На рис. 3.11...3.14 приведены некоторые схемы частично или полностью спасаемых РН и ракетных блоков многоразовой системы. Как и в случае одноразовых РН, эти схемы могут быть моно- и многоблочными [11].

Все приведенные схемы принципиально соответствуют назначению ТКС — выведению КА на заданную орбиту, однако экономичность их применения может быть различной и зависит не только от проектно-конструкторских решений, но и от условий эксплуатации.

Действительно, например, для выведения на орбиту искусственного спутника Земли КА нет необходимости создавать МРН, так как одноразовый РН, будучи принципиально проще и дешевле, может успешно выполнить такую же задачу с наименьшими затратами. Выведение же на эту орбиту многих (даже однотипных) КА, разнесенных в пространстве и по времени за-

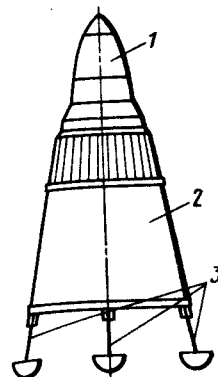


Рис. 3.11. Одноступенчатый многоразовый летательный аппарат с вертикальным стартом и посадкой:

1 — полезный груз;
2 — отсек двигателя (ЖРД) и топлива (кислород, водород); 3 — взлетно-посадочные устройства

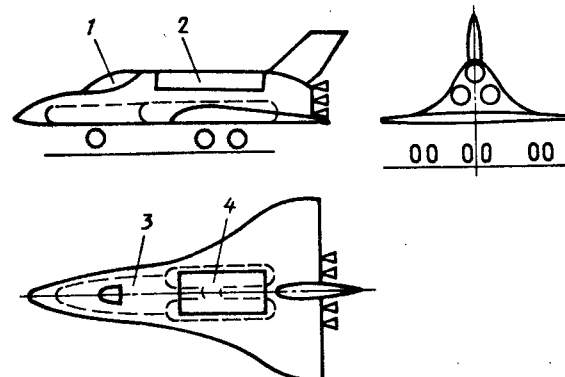


Рис. 3.12. Схема одноступенчатой многоразовой транспортной системы с горизонтальными стартом и посадкой (стартовая масса 200 т):

1 — отсек экипажа; 2 — отсек полезного груза; 3, 4 — баки водорода

пуска, для создания систем навигационных, метеорологических и других ИСЗ экономически может быть нецелесообразно осуществлять одноразовыми РН, поскольку многоразовые носители могут выполнить эти задачи с меньшими затратами за счет их многократного использования.

На рис. 3.11, 3.13 приведены различные конструктивные схемы многоразовых носителей КА с вертикальным способом старта, аналогичным старту одноразовых РН КА. Особенностью вертикального старта является использование тяги разгонных ДУ для преодоления гравитации и аэродинамического сопротивления. Возникающие при этом дополнительные нагрузки утяжеляют конструкцию МРН в большей степени, чем сокращается расход топлива вследствие компенсации сил гравитации аэродинамической подъемной силой.

Многоразовые РН горизонтального и наклонного старта (см. рис. 3.12...3.14) обычно имеют развитые несущие поверхности («крылья»). Особенностями таких систем является использование аэродинамической подъемной силы для преодоления гравитации, причем потребная тяга двигателей в этом случае уменьшается с увеличением аэродинамического качества. Следует отметить, что поддержание температуры в допустимых пределах на элементах конструкции (особенно на несущих поверхностях) в условиях полета требует специальной тепло-

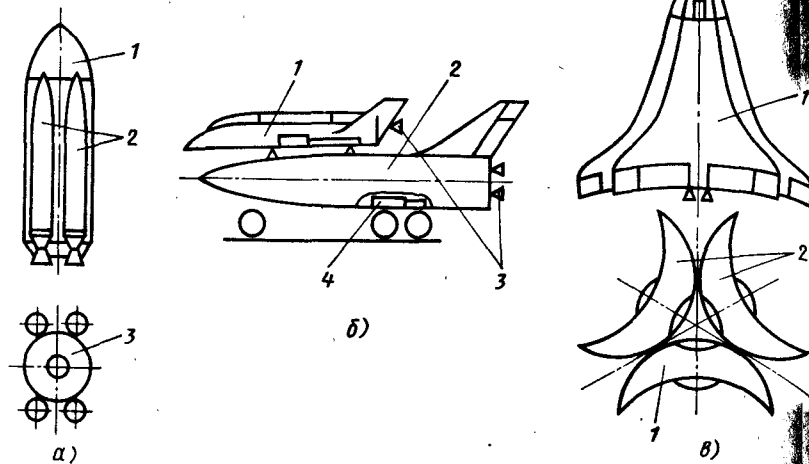


Рис. 3.13. Многоступенчатые многоразовые транспортные системы: а — двухступенчатая многоразовая система с вертикальным стартом и вертикальной посадкой: 1 — орбитальная ступень; 2 — спасаемые твердотопливные ускорители; 3 — центральный блок (баки кислорода, водорода, ЖРД); б — полностью многоразовый двухступенчатый аппарат: 1 — орбитальная ступень; 2 — разгонная ступень; 3 — ЖРД; 4 — вспомогательные ВРД; в — двухступенчатый многоразовый аппарат из унифицированных блоков с вертикальным стартом и горизонтальной посадкой и переливом топлива в орбитальную ступень на активном участке; 1 — орбитальная ступень; 2 — разгонные блоки

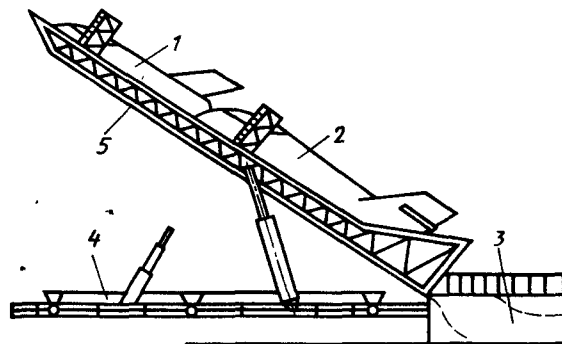


Рис. 3.14. Двухступенчатая многоразовая система с наклонным стартом и горизонтальной посадкой обеих ступеней: 1 — орбитальная ступень; 2 — разгонная ступень; 3 — отражатель газовой струи; 4 — транспортер-установщик; 5 — стартовые направляющие

защиты, установка которой заметно снижает полезный груз МРН [11].

Для возвращения и посадки ступеней МРН с целью их повторного использования могут применяться различные способы. Например, возвращение по баллистической траектории к месту старта или другой подготовленной посадочной площадке; возвращение за счет инерции или тяги специальных двигателей по траектории с использованием аэродинамической под-

емной силы. В качестве специальных ДУ в этом случае могут использоваться ЖРД, РДТТ, работающие на бортовых запасах топлива, или ВРД, использующие атмосферу в качестве рабочего тела и окислителя.

Посадка может проводиться с использованием парашютно-реактивных средств, подъемной тяги несущих винтов, роторов, ЖРД, РДТТ, подъемной силы крыльев, создаваемой тягой двигателей или движением по инерции и т. д.

На рис. 3.15 представлена конструктивно-компоновочная схема многоразовой ТКС типа «Спейс шаттл». Стартовая масса 2000 т, длина 56 м, выполнена по пакетной схеме. На этой схеме орбитальная ступень с крылом двойной стреловидности и тремя кислородно-водородными маршевыми ЖРД монтируется на внешнем сбрасываемом топливном баке (компоненты $H_2 + O_2$), единственном одноразовом элементе многоразовой системы. К баку крепятся два разгонных блока с РДТТ, которые после отделения на высоте ≈ 40 км с помощью парашютной системы спускаются в океан, буксируются наплаву на стартовый комплекс и после восстановительных работ могут использоваться повторно до 20 раз* (рис. 3.16).

Запуск ЖРД маршевой двигательной установки орбитальной ступени ведется со стартовой площадки вместе с разгонными блоками РДТТ. Старт МРН вертикальный. Кислородно-водородный топливный бак сбрасывается перед самым выходом ТКС на орбиту, разрушается в атмосфере и падает в океан.

После схода с орбиты орбитальная ступень совершает планирующий спуск «с самолетной» посадкой на специальную полосу вблизи стартового комплекса. Масса ее 111 т, максимальный полезный груз, размещаемый в специальном грузовом отсеке орбитальной ступени, составляет 29,5 т при выводе на круговую орбиту ($H=185$ км) с наклоном 28° . В свою очередь, максимальный полезный груз, доставляемый на Землю, — 14,5 т.

Номинальная длительность орбитального полета 7 сут, а при наличии дополнительных запасов расходуемых материалов она увеличивается до 30 сут. Численность экипажа 7 человек [11]. Орбитальная ступень обладает достаточно высокими характеристиками при гиперзвуковом полете и необходимым аэродинамическим качеством при заходе на посадку и посадке ($K_{\text{пос}} \approx 4$). Каркас и обшивка ступени изготовлены из алюминиевого сплава, теплозащита — из композиционных материалов «углерод — углерод», кварцевого волокна и специального войлочного материала («подложка»).

Кроме трех основных кислородно-водородных маршевых ЖРД, работающих от внешнего топливного бака на участке выведения ТКС на орбиту, на ступени предусмотрены два ЖРД

* Практически твердотопливные ускорители повторно еще не использовались.

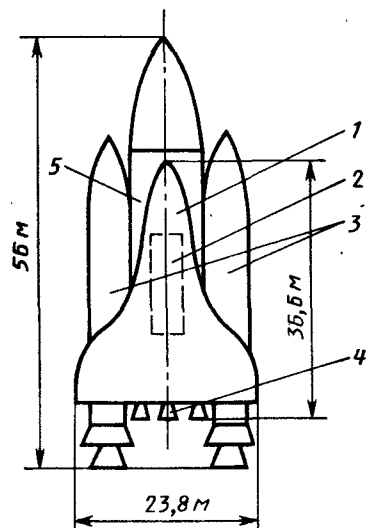


Рис. 3.15. Многоуровневая транспортная космическая система («Спейс шаттл»): 1 — орбитальная ступень; 2 — отсек полезного груза; 3 — твердотопливные ускорители; 4 — ЖРД; 5 — сбрасываемый подвесной (кислородно-водородный) бак

маневрирования тягой, работающих на четырехокси азота и монометилгидразине, и 44 ЖРД ориентации тягой на том же топливе. ЖРД маневрирования обеспечивают доведение системы на орбиту после отделения внешнего топливного бака, коррекцию орбиты, сближение с другими орбитальными объектами и торможение для схода с нее при возвращении на Землю ЖРД ориентации работают как на орбите, так и при входе системы в атмосферу, пока не становятся эффективными ее аэродинамические поверхности.

Орбитальная ступень имеет бортовое энергопитание, системы обеспечения жизнедеятельности, посадки, оснащается комплексной системой навигации, управления, наведения, способной работать как в автоматическом, так и в ручном режимах. В помещении для экипажа на орбитальной ступени создается двухгазовая (20% O_2 и 80% N_2) атмосфера при давлении 100 кПа.

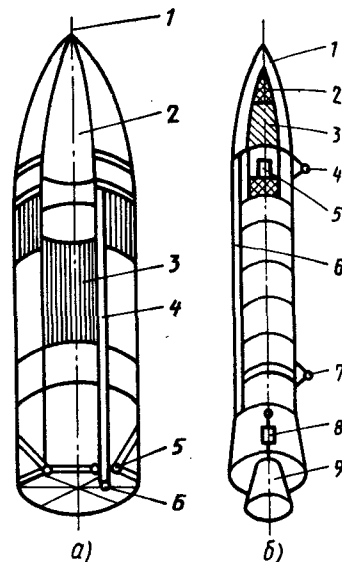


Рис. 3.16. Схемы подвесного кислородно-водородного бака и твердотопливного ускорителя:

а — кислородно-водородный сбрасываемый бак (одноуровневого использования): 1 — трубка приема воздушного давления (ПВД); 2 — кислородный бак; 3 — водородный бак; 4 — магистраль подачи жидкого кислорода; 5 — платы для подключения штекерных разъемов бортового оборудования; 6 — магистраль подачи жидкого водорода; б — компоновочная схема твердотопливного ускорителя: 1 — головной обтекатель; 2 — система сброса головного обтекателя; 3 — основные парашютные системы спасения; 4 — узел подвески; 5 — двигатели отвода ускорителя при разделении; 6 — корпус ускорителя; 7 — узел подвески; 8 — сопло обнуления; 9 — сопло РДТТ

Подвесной топливный бак включает в себя водородный и кислородный баки, на нем устанавливаются узлы крепления блоков РДТТ и орбитальной ступени (см. рис. 3.16). Вместе с топливом он имеет массу ≈ 736 т.

Конструктивно-компоновочная схема многоразовой двухступенчатой транспортной космической системы типа «Энергия», выводящей на околоземную орбиту корабль многоразового использования «Буран», представлена на рис. 3.17.

Стартовая масса ТКС 2000 т, полезный груз ≈ 100 т, компоновка выполнена по «пакетной» схеме. Запуск блоков первой (4 периферийных блока) и второй (центральный блок) ступеней осуществляется почти одновременно перед стартом. Суммарная тяга ТКС в конце полета ≈ 4000 т.

На каждом из периферийных блоков устанавливаются четырехкамерные ЖРД (общая тяга на блоке 806 т), компоненты топлива кислород — керосин. Блоки спасаемые.

На центральном блоке установлены 4 однокамерных ЖРД с кислородно-водородным топливным отсеком. Тяга каждого из двигателей ≈ 200 т.

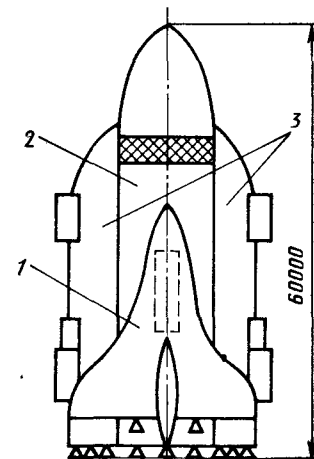
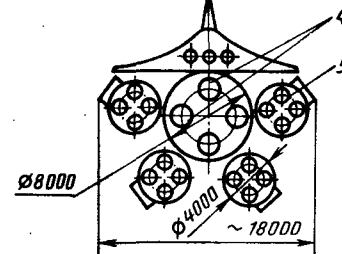


Рис. 3.17. Многоуровневая двухступенчатая транспортно-космическая система «Энергия — Буран»:

1 — корабль многоразового использования «Буран»; 2 — центральный блок второй ступени транспортной системы «Энергия», топливо $H_2 + O_2$; 3 — боковые блоки (спасаемые), топливо кислород — керосин; 4 — ДУ центрального блока; 5 — ДУ боковых блоков



ДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ И РАЗГОННО-ТОРМОЗНЫХ БЛОКОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

4.1. ОСНОВНЫЕ ТИПЫ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК РН И РБ КА

В первом приближении двигательные установки РН и разгонно-тормозных блоков (РБ) КА можно подразделить по следующим основным признакам:

1. По способу создания тяги — ракетные (РД), воздушно-реактивные (ВРД) и ракетно-воздушные (РВД).

Тяга ракетных двигателей создается за счет отбрасывания (истечения) продуктов сгорания рабочего тела, находящегося на борту КА, и приближенно может определяться из зависимости (1.7):

$$P = \dot{m} W_a, \quad (4.1)$$

где $W_a = P_{уд.} \cdot g_0$ — скорость истечения газов из сопла двигателя;

$\dot{m} = \frac{\partial m_r}{\partial t}$ — массовый расход топлива (t — время).

Тяга ВРД создается за счет истечения продуктов сгорания горючего, находящегося на борту ТКС, и воздуха, забираемого из атмосферы:

$$P = (\dot{m}_a + \dot{m}_r) W - \dot{m}_a V, \quad (4.2)$$

$\dot{m}_a = \frac{\partial m_a}{\partial t}$ — массовый расход воздуха (окислителя); $\dot{m}_r = \frac{\partial m_r}{\partial t}$ — массовый расход горючего; V — скорость набегающего потока.

При определении тяги РВД может использоваться зависимость (4.2). В этом случае в процессе создания тяги происходит эжекция набегающего потока воздуха (окислителя) струей газа ракетного двигателя, входящего в состав РВД, с последующим дожиганием.

2. По способу разгона рабочих тел.

В первую очередь здесь необходимо отметить газодинамический разгон рабочего тела (газа) в газодинамическом сопле под действием перепада давления на входе и выходе из сопла.

Во всех ракетных двигателях с газодинамическим разгоном рабочего тела используются сопла, обеспечивающие сверхзвуковое истечение газа.

Разгон токопроводящей плазмы в магнитном поле может использоваться при создании магнитогиродинамических двигателей, разгон α -ионов рабочего тела или заряженных коллоидных частиц в электрическом поле — ионных и коллоидных двигателей.

В фотонных (световых) двигателях тяга должна создаваться световым давлением при излучении фотонов и т. д.

3. По способу подведения энергии к рабочему телу.

Двигатели РД и ВРД используют энергию горения или химического разложения топлив. В этом случае в зависимости от агрегатного состояния топлив ракетные двигатели можно также подразделить на жидкостные (ЖРД), твердотопливные (РДТТ) и гибридные (ГРД), у последних один компонент жидкий, другой находится в твердой фазе.

У ядерных ракетных двигателей (ЯРД) нагрев рабочего тела может происходить в реакторе (за счет ядерных реакций) или в теплообменнике, использующем теплоту, выделяющуюся при этих реакциях [15].

Электроракетные двигатели (ЭРД) для разгона рабочего тела используют электроэнергию. Источники энергии для ЭРД могут быть химические, солнечные и ядерные. К ЭРД относятся электротермические — электродуговые, магнитогиродинамические, электростатические — коллоидные, ионные и фотонные двигатели.

Известны также устройства для непосредственного (прямого) преобразования этих форм энергии в электрическую:

химические (аккумуляторные батареи, топливные элементы); солнечные (фотопреобразователи или фотоэлементы);

ядерные (изотопные источники или атомные батареи) и т. д.

Кроме того, каждая из этих форм энергии может быть превращена в тепловую с последующим ее преобразованием в электрическую [15]. Для этого могут использоваться машинные (турбинные или поршневые) преобразователи, работающие по одному из известных термодинамических циклов (Карно, Ренкина, Брайтона, Стирлинга и др.), приводящие в движение электрогенераторы. Могут быть использованы и термоэлектрические преобразователи (термопары); термоэлектронные (термоэмиссионные или термоионные) преобразователи; магнитогиродинамические и другие преобразователи, основанные на возникновении ЭДС при пропускании электропроводящего газа (плазмы) в магнитном поле (МГД-генераторы).

4. По размерности двигательных установок или по величине тяги.

В этом случае условно можно выделить двигатели большой тяги (10...100 МН), применяемые на РБ первых ступеней ТКС, средней тяги (менее 10 МН), применяемые на ракетных блоках верхних ступеней, и малой тяги ($5 \cdot 10^{-2}$...10 Н), использу-

мые в системах ориентации, стабилизации, а также и в качестве маршевых двигателей транспортных космических систем для межорбитальных и межпланетных перелетов [14].

В данной главе в основном будут рассматриваться двигательные установки большой и средней тяги, а остальные в последующих главах.

4.2. ТЯГА И УДЕЛЬНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ДУ

Используя приведенные выше зависимости (1.3; 1.7), можем записать, что тяга ДУ (ЖРД) на основе закона сохранения количества движения определяется следующим образом:

$$P_{\text{ду}} = \dot{m} W_a + (p_a - p_n) S_a \quad (4.3)$$

где p_a , p_n — давление газа в выходном сечении сопла и давление окружающей среды соответственно; S_a — площадь выходного сечения сопла (рис. 4.1).

В выражении (4.3) первый член характеризует тягу, создаваемую в результате истечения газа из сопла, зависимость (4.1) и называется динамической составляющей тяги. Второй член характеризует статическую тягу, которая определяется разностью давлений в выходном сечении сопла и окружающей атмосферы.

Для того чтобы определить место приложения тяги ЖРД, следует распределить силы давления, приходящиеся на внутрен-

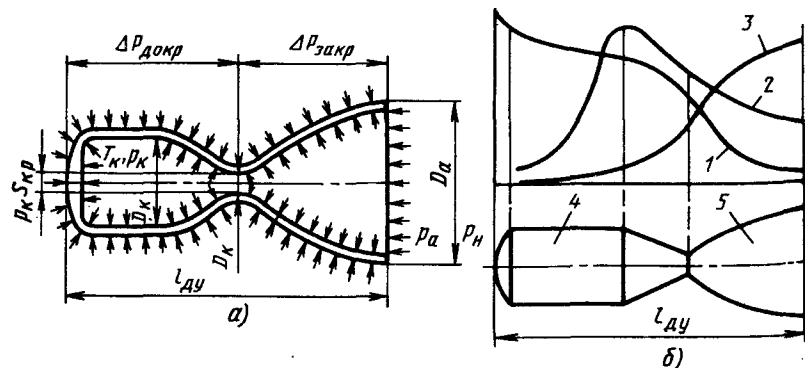


Рис. 4.1. Схемы распределения сил и изменения параметров газового потока по длине камеры сгорания и сопла ЖРД:
а — распределение сил и основные параметры камеры сгорания и сопла: $\Delta p_{\text{докр}}$, $\Delta p_{\text{закр}}$ — давления в докритической и закритической частях двигателя; D_k , D_a — диаметры камеры сгорания и выходного сечения сопла; S_k — площадь критического сечения сопла; б — изменение параметров газового потока по длине камеры сгорания 4 и сопла 5: 1 — $p = f(l)$; 2 — $T = f(l)$; 3 — $W = f(l)$, (W — скорость истечения газа)

нюю и внешнюю поверхности ДУ (см. рис. 4.1). Тяга в этом случае может быть записана в следующем виде:

$$P_{\text{ду}} = p_k S_{\text{кр}} + \Delta P_{\text{докр}} + \Delta P_{\text{закр}} - p_k S_a,$$

где p_k — давление в камере сгорания; $p_k S_{\text{кр}}$ — неуравновешанная сила, приложенная к головке камеры сгорания. Эту силу можно принять как тягу, создаваемую камерой двигателя без сверхзвукового сопла; $\Delta P_{\text{докр}}$ — сила, действующая на поверхность кольцевого элемента головки двигателя ($S_k - S_{\text{кр}}$) вследствие разности давлений на нее и докритическую часть сопла; $\Delta P_{\text{закр}}$ — сила, действующая на закритическую часть сопла.

Анализ сил, представленных на рис. 4.1, показывает, что основная составляющая тяги ($p_k S_{\text{кр}}$) приложена к головке камеры сгорания, остальная — к соплу.

Одним из показателей эффективности ДУ является также удельный импульс тяги $P_{\text{уд}}$ и относительная масса \dot{m} .

Удельный импульс тяги представляет собой отношение тяги двигательной установки к секундному расходу топлива:

$$P_{\text{уд}} = \frac{P_{\text{ду}}}{g_0 \dot{m}} \quad (4.4)$$

или, используя соотношение (4.3), получим

$$P_{\text{уд}} = \frac{1}{g_0} W_a + \frac{S_a}{g_0 \dot{m}} (p_a - p_n) \quad (4.5)$$

Значение удельного импульса тяги, как правило, определяется параметрами двигательной установки и скоростью истечения газов из сопла, зависящей, в свою очередь, от теплотворной способности топлива. В связи с этим $P_{\text{уд}}$ можно рассматривать при прочих равных условиях и как характеристику топлива: чем выше теплотворность применяемого топлива, тем больше удельный импульс тяги.

Удельный вес двигательной установки характеризует степень совершенства конструкции ДУ и выражается отношением

$$\gamma_{\text{ду}} = \frac{m_{\text{ду}} g_0}{P_{\text{ду}}}, \quad (4.6)$$

где $m_{\text{ду}} = \sum_{i=1}^n (m_{\text{дв}i} + \Delta m_i)$, $i = 1, \dots, n$ — число двигателей (в случае многокамерной ДУ) и их агрегатов; Δm_i — массы топливных баков, систем наддува, подачи и т. д.

Проанализируем некоторые основные характеристики двигателей установок. Масса ДУ может зависеть, в первую очередь, от тяги и типа двигателей, от качества (эффективности) топлива (рабочего тела) и способа его хранения на борту ТКС, от компоновки двигательной установки и условий нагружения ее конструктивных элементов, от используемых конструкционных материалов и т. д.:

$$m_{\text{ДУ}} = \frac{\partial m_{\text{ДУ}}}{\partial P_{\text{ДУ}}} \Delta P_{\text{ДУ}} + \frac{\partial m_{\text{ДУ}}}{\partial \dot{m}} \Delta \dot{m} + \Delta m_{\text{ДУ}}, \quad (4.7)$$

где $\partial m_{\text{ДУ}}/\partial P_{\text{ДУ}}$, $\partial m_{\text{ДУ}}/\partial \dot{m}$ — некоторые производные, характеризующие влияние значений тяги и расхода топлива на массу ДУ; $\Delta m_{\text{ДУ}}$ — некоторая масса ДУ, не зависящая от тяги и расхода (например, блоки управления двигателями, датчики и т. д.).

В двигательных установках, где собственно двигатель, создающий тягу, отделен от запасов топлива или рабочего тела (ЖРД, ЯРД, ВРД и другие), производная $\partial m_{\text{ДУ}}/\partial P_{\text{уд}}$ практически может быть приравнена к удельной массе двигательной установки. Применительно к РДТТ — это масса сопла на единицу тяги.

В свою очередь, производная $\partial m_{\text{ДУ}}/\partial \dot{m}$ характеризует влияние расхода топливных компонентов на массу ДУ и может быть определена как удельная масса двигательной установки по расходу топлива. В известной степени эта производная может характеризовать при прочих равных условиях и массу топлива, находящуюся в баках.

Для РДТТ эта производная приобретает особое значение и может быть представлена в виде

$$\alpha_{\text{ДУ}} = \frac{m_{\text{ДУ}} - \dot{m}t}{\dot{m}t} = \frac{m_{\text{ДУ}} - m_r}{m_r}, \quad (4.8)$$

или

$$\left(\frac{\partial m_{\text{ДУ}}}{\partial \dot{m}} \right)_{\text{РДТТ}} \approx \alpha_{\text{ДУ}}.$$

При анализе параметров ДУ используются критерии качества, которые приближенно можно представить в виде

$$K_{\text{ДУ}} = \frac{\int_0^{t_k} P_{\text{ДУ}} dt}{m_{\text{ДУ}} + m_r} \quad (4.9)$$

и

$$P_{\text{уд}} = \frac{P_{\text{ДУ}}}{g_0 \dot{m}} = \frac{\int_0^{t_k} P_{\text{ДУ}} dt}{g_0 m_r}.$$

Последнее выражение можно преобразовать и представить в виде некоторой величины, называемой удельным импульсом тяги:

$$I_{\text{ДУ}} = \frac{P_{\text{ДУ}}}{\dot{m}} = P_{\text{уд}} g_0.$$

Значение удельного импульса тяги в определенной степени дает количественное представление об энергетических характеристиках двигательной установки, ее конструктивном совершенстве и эффективности рабочих тел или топлив, используемых в ДУ.

4.3. ОСНОВНЫЕ СХЕМЫ И АГРЕГАТЫ ДУ

4.3.1. Жидкостные ракетные двигатели

Основными агрегатами двигательной установки с жидкостным ракетным двигателем являются камера сгорания, баки с жидкими компонентами топлива (окислителем и горючим), системы подачи топлива, наддува баков, регулирования, запуска и остановки двигателя и т. д.

Топливо, подаваемое в камеру сгорания, распыляется специальными форсунками, перемешивается, испаряется и воспламеняется. В результате сгорания топлива образуются газообразные продукты, имеющие высокую температуру. При истечении из сопла продуктов сгорания значительная часть тепловой энергии преобразуется в кинетическую, что является причиной возникновения реактивной тяги двигателя.

Для подачи компонентов из топливных баков в камеру сгорания двигателя могут использоваться вытеснительные или турбонасосные системы подачи [7].

Необходимыми условиями использования первой из них являются:

наличие несущих баков, которые могут рассчитываться на давления наддува $p_{\text{над}} \approx (30...40) \cdot 10^5$ Па и выше;

наличие на борту аппарата специальных аккумуляторов давления (для создания заданного давления в баках и всей топливной системе ДУ). Аккумуляторы давления могут быть воздушные (газовые), жидкостные, в некоторых случаях пороховые и т. д.

Для размещения составляющих этой системы подачи необходимо предусматривать специальные объемы (отсеки) в общей компоновочной схеме РН и РБ КА.

Турбонасосная система подачи (рис. 4.2) включает в себя турбонасосный агрегат (ТНА), состоящий из насосов и турбины, с помощью которой осуществляется их привод, и газогенератора,

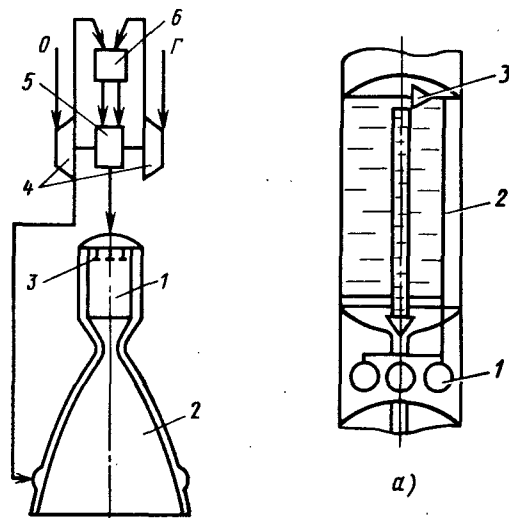


Рис. 4.2. Турбонасосная схема подачи компонентов топлива ЖРД:

1 — камера сгорания ЖРД; 2 — сопло; 3 — форсунки камеры сгорания; 4 — насосы (О — окислителя, Г — горючего); 5 — турбина; 6 — газогенератор

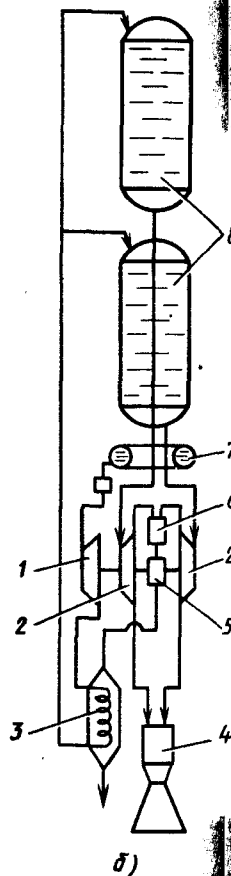


Рис. 4.3. Баллонный наддув баков:

а — «холодный» наддув: 1 — баллоны с газом наддува; 2 — магистраль подачи газа наддува в бак; 3 — распылитель (фитинг) наддува; б — баллонный наддув с подогревом газа; 1 — насос подачи компонента наддува (азота); 2 — насосы подачи компонентов топлива; 3 — теплообменник системы наддува (газ для подогрева идет от газогенератора ТНА б к турбине 5 и к теплообменнику); 4 — двигатель; 7 — бак с жидким азотом; 8 — топливные баки

в котором происходит газификация компонентов, если ТНА работает на основных компонентах, находящихся в топливных баках. В этом случае запуск двигателя осуществляется либо с помощью пиростартера, газы которого приводят в движение турбину ТНА, либо «самотеком». При поступлении «самотеком» компонентов топлива в газогенератор в нем происходит процесс горения, продукты которого используются для запуска турбины ТНА и, как следствие, двигателя.

Если турбонасосный агрегат работает на специальных компонентах (перекись водорода, перманганат калия и др.), необходимо предусматривать емкости для их хранения (обычно это баллоны) и автоматику для регулирования подачи этих компонентов.

Система наддува топливных баков предназначена для обеспечения безкавитационной работы системы подачи компонентов топлива (в случае использования ТНА) и, если это требуется, обеспечения устойчивости баков в конце активного участка полета при действии на топливный отсек инерционных сил выходящих частей аппарата.

В случае вытеснительной системы подачи наддув практически отождествляется с последней и обеспечивает заданный расход топлива.

Системы наддува, используемые при турбонасосной подаче, условно можно подразделить на системы, работающие на основных компонентах топлива, и системы на специальных компонентах. В первом случае необходимы системы газификации, во втором (баллонном) — емкости для газов наддува.

Кроме того, основные системы наддува в первом приближении можно разбить на следующие типы. Наддув баков с помощью набегающего потока воздуха может, например, использоваться для первых ступеней РН при больших скоростных напорах или как вспомогательный (при турбонасосной системе подачи) для баллонного наддува. При этом давление наддува $p_{над} \approx 0,5...1,0$ Па.

Баллонный наддув, в свою очередь, может подразделяться на «холодный» наддув (рис. 4.3) и наддув с подогревом. Первый из них может применяться при вытеснительной и турбонасосной подаче компонентов. Из газов, которые могут использоваться в этой системе, отметим воздух, азот и гелий, масса их m_r определяется из выражения

$$m_r = \frac{p_{над} V_p}{g_0 R_r T_r} \quad (4.10)$$

где $p_{над}$, V_p , T_r — давление наддува, объем и температура газа в баке компонента; R_r — газовая постоянная.

Обычно целесообразно использовать газы с малой молекулярной массой или подогревать их перед подачей в бак. Массу баллонов с газом наддува в первом приближении можно определить, используя зависимость

$$m_0 = \frac{\left(1 + 3 \frac{q_m}{\sigma_n} R_r T_r\right) p_{над} V_r}{\left(1 + \frac{p_{0,к}}{p_{0,н}}\right) R_r T_r} \quad (4.11)$$

где $p_{б.н}$, $p_{б.к}$ — начальное и конечное давление газа в баллонах; σ_v , q_m — предел прочности и плотность материала баллонов.

Наддув может проводиться с использованием паров или продуктов сгорания основных компонентов. На рис. 4.4, а представлена схема системы, в которой компонент топлива испаряется в теплообменнике и его пары подаются в бак для наддува. Могут быть системы, использующие парогаз, образуемый в двигательных или специальных газогенераторах и баллированный тем или иным компонентом топлива до необходимой концентрации и температуры (рис. 4.4, б, в).

Парогазовая смесь может быть образована и непосредственно в топливных баках на поверхности компонентов (самовоспламеняющиеся и самогенерирующие компоненты топлива). Одним из недостатков является повышенный нагрев верхних слоев компонента, что, в свою очередь, может привести к образованию значительного «теплового» незабора.

В общем случае для уменьшения влияния наддува на прогрев компонентов и стенок баков необходимо обеспечить подачу газа без образования резко выраженных струй и циркуляций, повышающих теплообмен между газом, жидкостью и стенками бака. Такая подача может, например, осуществляться с помощью фитингов наддува. Основная задача последних — за счет увеличения площади выходного сечения магистрали, подающей газ наддува в бак, обеспечить минимальные и равномерные по сечению бака скорости входа газов наддува.

При насосной подаче компонентов для уменьшения потребного давления наддува, что соответственно может привести и к уменьшению массы баков, могут использоваться преднасосы, располагаемые перед входом в основные насосы двигателей. Для получения достаточно высокого давления можно использовать лопаточные (осевые или центробежные) бустерные преднасосы, приводимые в движение гидротурбинами или газовыми турбинами. Для питания преднасосов обычно используют основные компоненты топлива, отбираемые за насосами высокого давления.

Для ограничения в полете отклонений характеристик двигательной установки от заданных значений предусматриваются специальные системы управления и регулирования ДУ. Параметрами регулирования могут быть основные величины, характеризующие работу двигательной установки, которые могут быть измерены с достаточной точностью, не нарушая номинального режима работы ДУ. К таким системам можно, в первую очередь, отнести системы регулирования кажущейся скорости, одновременного опорожнения баков и др.

Система регулирования кажущейся скорости (РКС) основана на измерении значения получаемого КА ускорения и сравнении

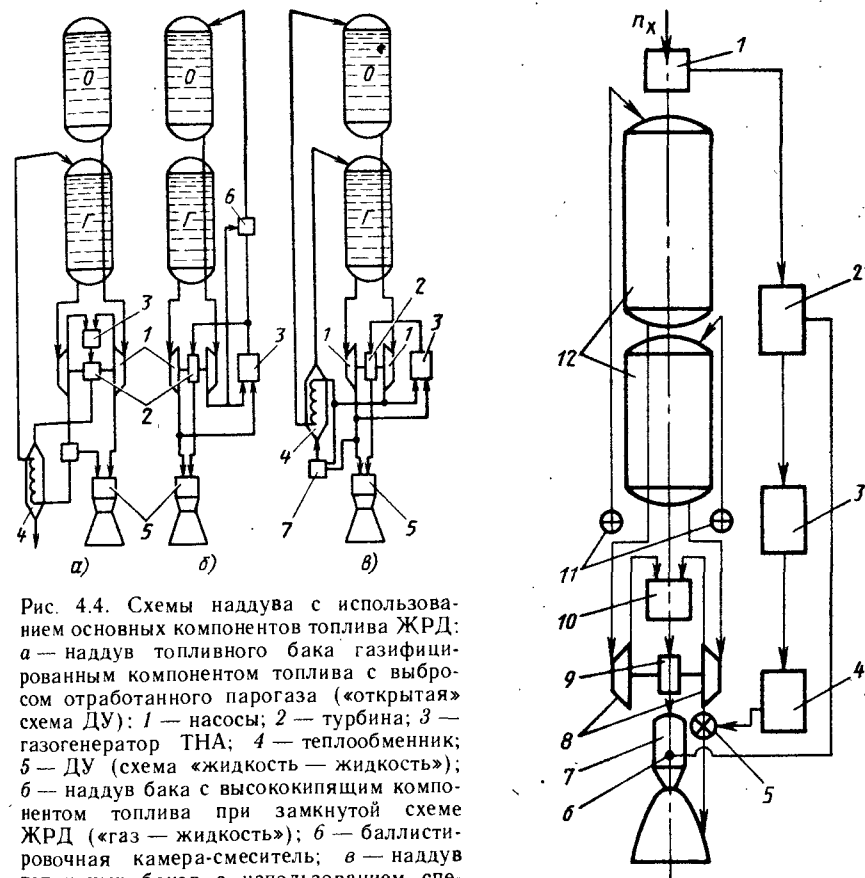


Рис. 4.4. Схемы наддува с использованием основных компонентов топлива ЖРД: а — наддув топливного бака газифицированным компонентом топлива с выбросом отработанного пара (с «открытой» схемой ДУ); 1 — насосы; 2 — турбина; 3 — газогенератор ТНА; 4 — теплообменник; 5 — ДУ (схема «жидкость — жидкость»); б — наддув бака с высококипящим компонентом топлива при замкнутой схеме ЖРД («газ — жидкость»); 6 — баллировочная камера-смеситель; в — наддув топливных баков с использованием специального теплообменника-парогазогенератора газификации окислителя 4 и газогенератора наддува бака горючего 7

его с заданным (программным) (рис. 4.5). При определении параметров этой системы вводится некоторое понятие — кажущаяся скорость, т. е. скорость, которую в полете приобрел бы КА при отсутствии поля тяготения, но при наличии атмосферы. Система РКС должна выдерживать заданную кажущуюся скорость аппарата

$$\Delta N = N_d - N_n = 0,$$

Рис. 4.5. Система регулирования кажущейся скорости (РКС): 1 — датчик перегрузки; 2 — усилитель-преобразователь сигналов; 3 — прибор управления (считающий блок); 4 — привод; 5 — регулятор подачи компонентов; 6 — датчик давления p_k в камере сгорания; 7 — камера сгорания; 8 — насосы; 9 — турбина ТНА; 10 — газогенератор ТНА; 11 — баллоны газа наддува; 12 — топливные баки

$$\text{где } N_a = \int_0^t n'_x g_0 dt = \int_0^t \frac{P-X}{m} dt;$$

N_p , N_n — действительная и программная кажущиеся скорости; n_x — перегрузка; P — тяга; X — лобовое сопротивление аппарата; m — масса КА.

Система регулирования опорожнения баков (система одновременного опорожнения баков (СООБ)) предназначена для обеспечения одновременной выработки компонентов топлива из баков РН к моменту выключения двигательной установки автоматическим изменением в определенных допустимых пределах коэффициента соотношения расходов окислителя и горючего (рис. 4.6; 4.7).

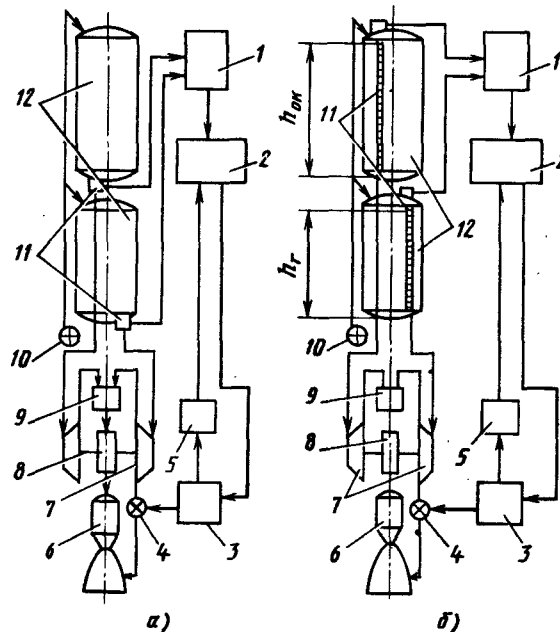
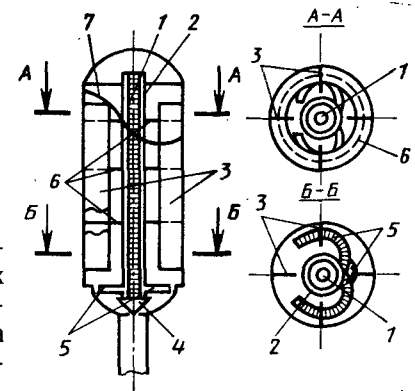


Рис. 4.6. Схемы систем одновременного опорожнения баков (СООБ): а — расходомерная; б — уровнемерная; 1 — усилитель-преобразователь; 2 — счетно-решающий блок; 3 — привод; 4 — регулятор; 5 — прибор обратной связи; 6 — камера сгорания; 7 — насосы; 8 — турбина; 9 — газогенератор ТНА; 10 — баллоны газа наддува; 11 — датчики (расходомерные для схемы 4.6, а и уровнемерные для схемы 4.6, б); 12 — топливные баки

Подобная система необходима в связи с тем, что, например, заводская настройка ДУ, работающих на двух и более компонентах, как правило, не всегда может с достаточной степенью точности обеспечить их требуемое соотношение по расходам. При заправке топливом РН вследствие неточности работы заправочных средств или по другим причинам в одном из баков может оказаться компонента топлива меньше, чем требуется по расчету. Кроме того, из-за технологических погрешностей при изготовлении ТНА один из насосов может нагнетать компонент топлива с расходом больше расчетного и т. д.

рис. 4.7. Схема размещения уровнемера СООБ и перегородок для гашения колебаний топлива в баке: 1 — уровнемер СООБ; 2 — цилиндрическая труба для размещения уровнемера; 3 — продольные перегородки бака; 4 — воронкогаситель; 5 — заборники компонента топлива при его колебаниях в баке



В результате воздействия перечисленных и многих других факторов может произойти, например, преждевременная выработка одного из компонентов и самопроизвольное выключение двигательной установки, а также ряд других ошибок, приводящих к невыполнению РН поставленной задачи.

4.3.2. Твердотопливные ракетные двигатели

Основной особенностью РДТТ является то, что в отличие от ЖРД его топливо не подается в камеру сгорания постепенно. Весь его запас размещается в самой камере (в корпусе двигателя) в виде твердого топливного заряда и после воспламенения подвергается горению. Программа горения, как правило, задается заранее в зависимости от выбираемой номинальной тяги РДТТ. Характеристика тяги не обладает высокой стабильностью и обычно отклоняется от номинала. Режим работы твердотопливного двигателя практически не зависит от транспортных перегрузок, а отсутствие системы подачи компонентов топлива в известной степени делает его автономным энергетическим блоком РН (рис. 4.8) [16].

Следует отметить, что энергетические возможности твердого топлива в основном ниже, чем жидкого, по весовым характеристикам РДТТ также уступает ЖРД.

Однако в эксплуатации твердотопливный двигатель проще, обладает относительно высокой надежностью и возможностью стабилизации КА с помощью вращения. РН с РДТТ имеет высокую тяговооруженность.

Рассматриваются также схемы двигателей, работающих на топливах в смешанном агрегатном состоянии (сочетание твердых и жидких компонентов топлива). Однако хотя эта схема и обладает некоторыми преимуществами по сравнению с РДТТ, практическая реализация ее более сложная.

Тепловая схема РДТТ в значительной степени определяется законом горения твердотопливного заряда и защитой стенок корпуса двигателя и сопла. Например, теплозащита корпуса двигателя может осуществляться самим топливным зарядом.

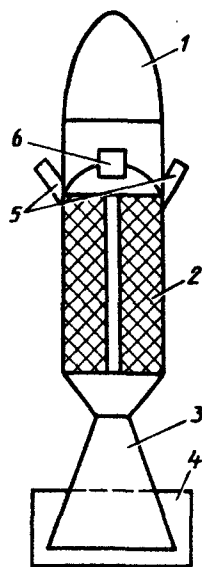


Рис. 4.8. Схема ракеты-носителя с твердотопливным ракетным двигателем:
1 — головная часть; 2 — отсек для размещения твердотопливного заряда; 3 — сопло; 4 — дефлектор для управления РН; 5 — сопла обнуления (сбросы давления при выключении РДТТ); 6 — запальное устройство для запуска РДТТ

Слой топлива, прилегающий к стенкам камеры, выполняет функции теплозащиты, стенки камеры испытывают воздействие высокой температуры лишь на последней стадии горения.

Тепловая защита сопла представляет собой сложную проблему, даже более сложную, чем защита стенок камеры. Это объясняется тем, что сопло, часто неохлаждаемое, должно выдерживать воздействие высоких температур истекающего потока газов, содержащего к тому же твердые частицы топливного заряда в течение всего времени его горения. Целесообразно в этом случае в наиболее теплонагруженных местах пойти на увеличение толщины стенки сопла, применив графитовые вкладыши или обеспечив плазменное напыление вольфрама, молибдена и других термостойких материалов, обладающих высокой прочностью, эрозионной стойкостью и т. д.

Для управления вектором тяги в твердотопливных двигателях могут использоваться поворотные сопла, дефлекторы, вдув газа и впрыск жидкости в закритическую часть сопла и др. Отсекку (выключение) двигателя, например, можно проводить с помощью обратных сопел (сопел «обнуления») (см. рис. 4.8). В этом случае резко снижается давление в камере (падает тяга) и одновременно обеспечивается отрицательная (обратная) тяга для отвода двигательного отсека от головной части РН.

Безусловно, все, сказанное выше, в общем случае представляет достаточно сложные технические проблемы. Однако в действительности их всегда бывает значительно больше, чем здесь приведено. При этом они взаимосвязаны в единое нерасторжимое целое.

Механизм горения твердотопливного заряда

Твердотопливный заряд горит с поверхности. Скорость продвижения фронта пламени в глубь заряда по нормали к его поверхности (скорость горения) определяется химическим составом топлива, давлением в камере, начальной температурой заряда и условием обтекания поверхности заряда.

Для определения скорости горения (u) можно использовать следующую эмпирическую формулу [16]:

$$u = u_0 \frac{B}{B - (20 - T)^{\nu}},$$

где u_0 — скорость горения при $T = 20^\circ\text{C}$ и давлении 1 Па; B и ν — некоторые коэффициенты ($B \approx 300 \dots 600^\circ\text{C}$; $\nu = 0,3 \dots 0,7$).

Секундный расход топлива можно определить, используя зависимость

$$\dot{m} = \rho_r S_r u,$$

где ρ_r — удельная плотность топлива; S_r — площадь поверхности горения заряда.

Зоны горения: первая зона, в которой происходит разложение топлива с выделением жидких и газообразных фаз и поглощением теплоты (идет экзотермическая реакция); вторая зона — подготовка к горению, образование активных продуктов, химическая перестройка составляющих топлива; третья зона, где происходят реакции (эндотермические) с выделением большого количества теплоты (или зона пламени).

При повышении давления эти зоны могут трансформироваться. Зона пламени приближается к первой зоне, при этом может происходить ускорение реакции, увеличивается выделение веществ и т. д.

При понижении давления зоны как бы расходятся. Процесс горения замедляется и при определенном давлении может остановиться совсем.

При горении форма заряда меняется. В свою очередь, площадь поверхности в этом случае может увеличиваться или уменьшаться. Это соответственно приводит к увеличению или уменьшению секундного расхода, давления и тяги во времени.

Для заданной начальной формы заряда закон изменения этих параметров обычно устанавливается. Однако для его реализации необходимо четко отслеживать в процессе горения изменение площади S_r , стараясь, чтобы $S_r = \text{const}$. При этом скорость горения рассматривается как величина переменная, зависящая от давления в камере.

Определенное влияние на скорость горения оказывает также и начальная температура заряда. Под действием подводимой теплоты частицы топлива вблизи поверхности горения сначала газифицируются. Химические реакции протекают в основном уже в газовой фазе. При более низкой температуре заряда время газификации затягивается. Отсюда снижается и скорость горения. Следует заметить, что скорость горения должна возрастать с увеличением скорости газового потока, проходящего вдоль поверхности заряда. В поток (по мере приближения его к соплу) вливаются новые порции газа, и скорость его возрастает. В связи с этим заряд со стороны сопла горит быстрее, что необходимо учитывать при тепловом проектиро-

вании заряда. Горение заряда должно быть устойчивым. Для этого необходимо удерживать в камере определенный уровень давления. Практически для каждого вида используемых в РДТТ топлив в зависимости от объема свободного пространства камеры существует некоторое минимальное давление, достигая значения которого двигатель вообще не может работать устойчиво.

4.3.3. Двигательные установки, использующие энергию деления ядер

Основное различие между двигательными установками, использующими химическую энергию топлив (ЖРД, РДТТ), и ЯРД (при выполнении одной и той же задачи и прочих равных условиях) заключается в способе получения энергии, необходимой для движения КА.

В случае ЯРД теплообменного типа жидкое рабочее тело «пассивно». Оно нагревается в основном за счет кинетической энергии осколков деления, образующихся в результате управляемого процесса деления в ядерном реакторе. При этом энергия деления, приходящаяся на единицу массы делящегося вещества, \approx в 10^7 раз превышает соответствующую энергию, высвобождающуюся при сгорании лучших химических ракетных топлив [15].

С точки зрения термодинамического совершенства необходимо, чтобы рабочее тело нагревалось до высокой температуры и имело малую молекулярную массу ($P_{уд} \approx \sqrt{T_{р.г}/\mu_{р.г}}$), т. е. рабочее тело должно обладать относительно большой массовой теплоемкостью (малым числом атомов в молекуле) и возможно меньшей молекулярной массой, а с точки зрения массового анализа всего ТКС — максимальной плотностью. Основу ЯРД теплообменного типа с твердым реактором составляет активная зона, состоящая из тепловыделяющих элементов (ТВЭЛ) и гомогенно или гетерогенно введенного делящегося вещества. Рабочее тело, проходя через технологические каналы ТВЭЛ, нагревается и истекает в виде газов из сопла, образуя реактивную тягу. Схема ЯРД с твердым реактором показана на рис. 4.9.

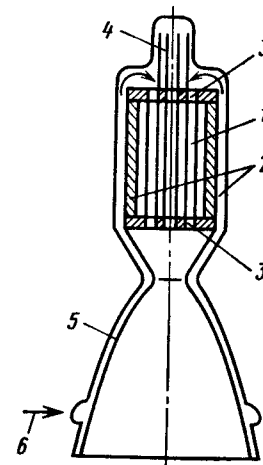
4.4. РАКЕТНЫЕ ТОПЛИВА И РАБОЧИЕ ТЕЛА

С точки зрения весового анализа ТКС необходимо, чтобы компоненты топлива обладали наибольшей плотностью и обеспечивали минимальный объем топливных отсеков, т. е. более плотную их компоновку.

С другой стороны, необходимо учитывать, что получение высоких значений удельного импульса тяги в значительной степени определяется (при прочих равных условиях) высокой тем-

Рис. 4.9. Схема ЯРД:

1 — активная зона реактора; 2 — радиальные отражатели; 3 — торцевые отражатели; 4 — стержни управления и защиты ЯРД; 5 — сопло; 6 — вход рабочего тела



пературой сгорания топлив (рабочих тел) и их низкой молекулярной массой (наибольшей теплотворной способностью) [11].

Требования эти обычно противоречивы, и при выборе топлив ЖРД и рабочих тел ЯРД необходимо в каждом конкретном случае анализировать их характеристики и влияние на летно-технические параметры ТКС.

При эксплуатации компоненты топлива должны обеспечивать длительное хранение их в заправленном состоянии, возможность работы при $-40...+50^\circ\text{C}$, малую химическую активность (коррозионность) по отношению к конструкционным материалам баков, высокую физическую и химическую стойкость. Кроме того, компоненты топлива должны обладать малой гигроскопичностью (малым поглощением влаги из атмосферы), низкой токсичностью и высокой безопасностью при хранении и эксплуатации, т. е. они не должны бурно испаряться, взрываться и самовоспламеняться в присутствии атмосферного воздуха.

Одним из основных требований, предъявляемых к выбору компонентов, является возможность их утилизации в народном хозяйстве, наличие производственной базы для их получения, не требующей больших капиталовложений, доступность сырья и минимальная стоимость.

Следует отметить, что практически невозможно подобрать такие компоненты, которые полностью удовлетворяли бы всему далеко не полному перечню основных требований, предъявляемых к выбору топлив.

Для современных двигательных установок РН и РБ КА топлива могут состоять из одного (унитарные топлива), двух и более веществ и компонентов.

По своим свойствам топлива могут быть условно разделены на следующие группы:

высококипящие компоненты (тетраоксид азота, гидразин, диметилгидрат, несимметричный диметилгидразин и др.), имеющие при максимальной температуре в условиях эксплуатации, хранения и полета давление насыщенных паров ниже допустимого по условию прочности баков. В этом случае могут не требоваться специальные меры при их хранении, практически нет потерь на испарение;

низкокипящие (аммиак, пропилен и др.) имеют давление

Таблица 4.1

| Компоненты топлива | $K_m = \frac{m_{ок}}{m_r}$ | $P_{уд}$ Н · с/кг (при $p_n = 10^7$ Па, $= 10^8$ Па) | ρ_r , кг/м ³ |
|--------------------|----------------------------|---|------------------------------|
| Кислород — керосин | 3,07 | 3730 | 1040 |
| Кислород — водород | 5,56 | 4630 | 350 |
| АТ — НДМГ | 3,07 | 3500 | 1200 |
| Фтор — водород | 17 | 4880 | 700 |
| Фтор — аммиак | 3,4 | 4200 | 1180 |

насыщенных паров, которое может быть выше допустимого по условию прочности баков (нельзя хранить эти компоненты в жидком состоянии без принятия специальных мер по термостатированию баков);

криогенные компоненты (кислород, водород, фтор и т. д.). Их критическая температура ниже максимальной температуры в условиях эксплуатации или хранения. Как в

предыдущем случае, требуются специальные системы для их хранения, транспортировки и эксплуатации.

В ЖРД могут использоваться металлообразные топлива, желеобразные компоненты, содержащие порошкообразные составляющие, шугообразные и т. д.

Иногда в баки с компонентами целесообразно вводить некоторые присадки — ингибиторы, тормозящие нежелательные химические процессы (окисление компонентов, коррозию конструкции баков, полимеризацию и др.).

Применяемые в настоящее время двухкомпонентные топлива делятся на два типа (табл. 4.1):

несамовоспламеняющиеся, требующие для своего воспламенения дополнительной теплоты (в основном это компоненты на основе кислорода);

самовоспламеняющиеся, у которых воспламенение происходит при контакте компонентов между собой без дополнительного источника теплоты (компоненты на основе азотной кислоты, азотного тетраксид, фтора и т. д.).

При рассмотрении свойств рабочих тел, которые представляют интерес с точки зрения их применения в реакторах ЯРД, одним из основных критериев их оценки при прочих равных условиях является низкая молекулярная масса. Поэтому есть смысл говорить о водороде, гелие, бериллии, боре, а также об их диссоциирующих соединениях, таких, как различные углеводороды и гидриды металлов. Газообразный азот как рабочее тело не представляет интереса вследствие того, что его молекулы исключительно устойчивы и не диссоциируют сколько-нибудь заметно при температурах ниже 3300 °С. Даже при условии полной диссоциации молекулярная масса азота равнялась бы приблизительно 14, т. е. в 7 раз превышала бы молекулярную массу водорода. Однако некоторые легко дис-

социирующие водородные соединения азота, такие как NH_3 и N_2H_4 , могут оказаться полезными в качестве рабочих тел ядерных ракетных двигателей. Другими представляющими интерес соединениями могут быть вода и некоторые диссоциирующие спирты. Поскольку нагрев газов осуществляется в ядерном реакторе, а не в процессе горения, нет никакой необходимости применять химически реагирующие смеси.

Проанализируем приведенные выше рабочие тела и возможность их применения в ЯРД. Проблемы транспортировки, хранения и использования твердых или газообразных рабочих тел для ТКС с ядерными двигателями настолько сложны по сравнению с подобными проблемами в случае использования жидкостей, что целесообразно здесь ограничиться рассмотрением только жидких рабочих тел. Это исключает возможность применения лития, бериллия и бора, которые в нормальном состоянии являются твердыми веществами. Кроме того, литий и бор являются сильными поглотителями тепловых нейтронов, а это не благоприятствует их применению в качестве рабочих тел для ядерных реакторов. Бериллий, превосходный замедлитель нейтронов, очень дорог и не имеет реальных преимуществ по сравнению с аммиаком или любым потенциально полезным углеводородом. Крайней противоположностью бериллия по своим свойствам является гелий, точка кипения которого чрезвычайно низка (4,17 К при 10^5 Па), а теплота парообразования очень мала, почти в 100 раз меньше, чем для воды. Вследствие этого гелий, несмотря на его инертную природу, тоже не может рассматриваться как рабочее тело ядерных ТКС. Таким образом, практический перечень возможных веществ, в настоящее время пригодных для этих целей, сводится к водороду и его соединениям. Некоторые из них приведены в табл. 4.2 [14; 15].

Таблица 4.2

| Рабочее тело | Молекулярная масса, г | $T_{пл}$, °С | $T_{кип}$, °С | Теплота парообразования, кДж/кг | C_p , кДж/(кг · К) | Теплопроводность, кДж/(м · ч · К) |
|---------------------------|-----------------------|---------------|----------------|---------------------------------|----------------------|-----------------------------------|
| Водород H_2 | 2,016 | — 259,20 | — 252,78 | 465,32 | 9,90 | 0,42 |
| Аммиак NH_3 | 17,03 | — 77,76 | — 33,40 | 138,84 | 6,20 | 1,76 |
| Гидразин N_2H_4 | 32,05 | 1,40 | 114,10 | 1410,00 | 3,14 | — |
| Метиловый спирт CH_3OH | 32,04 | — 98 | 64,51 | 264,88 | 2,50 | 0,75 |
| Этиловый спирт C_2H_5OH | 46,07 | — 114,5 | 78,30 | 865,52 | 2,55 | 0,66 |
| Вода H_2O | 18,02 | 0 | 100 | 2260,00 | 4,20 | 1,95 |
| Метан CH_4 | 16,04 | — 182,5 | — 161,5 | 568,87 | 3,60 | — |
| Пропан C_3H_8 | 44,09 | — 189,9 | — 42,6 | 474,48 | 2,40 | — |

4.5. ТРЕБОВАНИЯ К РЕЖИМАМ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК. ТЕПЛОВЫЕ РЕЖИМЫ ДУ

Переходные режимы (включение и выключение) представляют собой наиболее напряженные этапы функционирования ДУ и требуют от всех его систем четкой работы (рис. 4.10). Если двигатель выходит на заданный режим (максимальную тягу), минуя промежуточные ступени запуска (см. рис. 4.10, а, кривая I), все процессы происходят в считанные доли се-

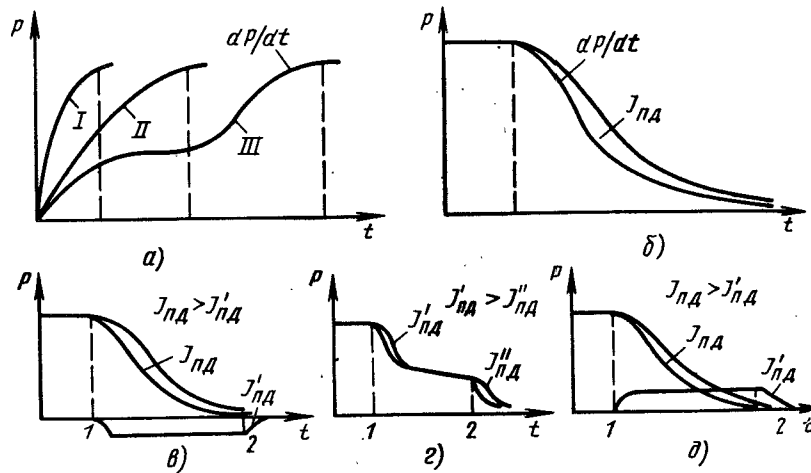


Рис. 4.10. Изменение тяги ЖРД на переходных режимах: а — включение двигателей в быстром I, промежуточном II и ступенчатом III режимах; б — выключение двигателей; в — использование тормозных РДТТ: 1 — момент выключения маршевых, и включения тормозных двигателей; 2 — выключение тормозных РДТТ; г — выключение ДУ с использованием глубокого дросселирования: 1, 2 — моменты подачи предварительной и главной команд на выключение ЖРД; д — использование РДТТ в качестве конечной ступени выключения: 1 — включение; 2 — выключение

кунды, и системы ДУ и носитель работают в относительно жестком режиме. Как правило, в этом случае достартовый расход компонентов топлива мал. В случае же большого достартового расхода топлива необходимо увеличивать объемы баков, что приводит к увеличению масс топливных отсеков и, как следствие, РБ ступеней РН. Подпитку компонентами топлива работающих двигателей (в момент их запуска на старте и при выходе на режим), как правило, обеспечить достаточно сложно, так как трудно точно учесть расход топлива из баков в каждый конкретный момент. В известной степени уменьшение достартового расхода можно получить, увеличивая скорость выхода на режим, однако это не всегда приемлемый путь. При слишком резком выходе двигателей на режим могут возникнуть явления,

неприятные или недопустимые как для ДУ, так и для РН. Резкий выход ДУ на режим может, например, привести к недопустимым рассогласованиям по соотношению компонентов топлива (расходам, давлению, тепловым нагрузкам и т. д.), что в конечном счете приведет к существенному скачку температуры в системе. Это объясняется тем, что быстрое изменение перепада давлений в системе может привести к значительному отклонению соотношений расходов компонентов топлива от их номинальных значений. Например, если расход окислителя становится меньше, чем расход горючего, то возможное при этом увеличение температуры в газогенераторе может привести к его разрушению и т. д.

При резком изменении тяги вследствие быстрого выхода двигателя на режим могут возникнуть динамические перегрузки конструкции РН, причем они будут тем больше, чем больше градиент выхода dp/dt , который характеризуется крутизной кривой $P=f(t)$. В значительной степени приведенные выше замечания при рассматриваемом первом способе запуска двигателей могут быть сняты, например, путем перехода к запуску по второй схеме или особенно по третьей — со ступенчатой диаграммой запуска (см. рис. 4.10, а, кривые II, III) [7].

В случае запуска с промежуточной ступенью (ступенчатая диаграмма запуска) можно получить меньшие, чем в первом и втором случаях, рассогласования по тягам и запаздывание выхода на режим и уменьшить динамические нагрузки, действующие на РН при старте.

Однако следует отметить, что в этом случае достартовый расход топлива может быть больше, чем при запуске ДУ в первых двух случаях.

Необходимо также учитывать, что в определенной степени уменьшение динамических нагрузок зависит при прочих равных условиях от снижения массы конструкции РН. Но поскольку запуск ДУ с промежуточной ступенью требует больших достартовых расходов, то необходимо при этом анализе учитывать и соответствующее увеличение масс топливных отсеков РН.

Целесообразно на переходных режимах работы ДУ использовать систему программированного запуска и остановки двигателей, дающую в известной степени возможность осуществить весь процесс по заранее заданной программе более «мягко». При этом обеспечиваются оптимальные достартовый расход и градиент выхода двигательной установки на режим, влияющие на динамические нагрузки.

Выключение (отсечка) ДУ также представляет сложный (переходный) процесс работы двигателей. Выключение может осуществляться перекрытием магистралей компонентов топлива. Например, для двигателей схемы газ — жидкость отсекается магистраль подачи горючего в газогенератор ДУ (рис. 4.10, б).

Резкий спад градиента dp/dt при отключении двигателей может привести к некоторым нежелательным явлениям, связанным с волнообразованием на обшивке корпуса РН, возникновением некоторых внутريدвигательных проблем, связанных с работой на переходных режимах и резким изменением тепловых нагрузок.

После выключения ДУ из-за догорания и испарения компонентов топлива, остающихся в камере сгорания, магистралях, форсунках, элементах системы охлаждения сопла и т. д., может возникнуть импульс последствия ($I_{пд}$), влияющий на конечные параметры участка полета отработавшей ступени. Кроме того, $I_{пд}$, оказывая воздействие на эту ступень, может ускорить ее, что, в свою очередь, может вызвать «догон» и соударение с последующей ступенью РН. Поэтому для уменьшения такого воздействия целесообразно использовать: тормозные РДТТ, устанавливаемые на отработавших блоках (см. рис. 4.10, в); глубокое дросселирование двигателей при выключении (использование промежуточной ступени выключения, см. рис. 4.10, г); РДТТ в качестве конечной ступени выключения ДУ (см. рис. 4.10, д) и т. д. В конечном итоге использование этих способов выключения ДУ дает возможность существенно уменьшить импульс последствия и разнотяговость двигателей ДУ.

Тепловые режимы обычно принято разделять на стационарные и нестационарные. Аналогично газовому потоку, движущемуся по соплу, для стационарных тепловых режимов температура тела по его длине может меняться, но во времени оставаться постоянной. Так, в частности, обстоит дело с тепловым режимом камеры ЖРД (см. рис. 4.1). Так как камера сгорания ЖРД в общем случае достаточно тонкостенна, то можно принять, что ее тепловое состояние является стационарным так же, как и для газового потока и потока жидкости, отводящей теплоту с внешней стороны охлаждаемой стенки. При этом необходимо отметить, что хотя тепловой режим камеры сгорания двигателя в своем становлении несколько отстает от режима течения газового потока, но в конечном счете время установления ее теплового состояния все же существенно меньше общего времени работы двигателя. Однако в жидкостных ракетных двигателях невозможно ограничиться только тепловой защитой камеры сгорания, необходимо думать и об охлаждении газогенераторов, тепловом режиме лопаток турбин и, безусловно, тепловом режиме топливных отсеков и т. д. [13].

В твердотопливных двигателях теплонагруженные элементы конструкции обычно выполняются массивными, и поскольку точное охлаждение отсутствует, то стремятся, чтобы за время работы РДТТ температура этих узлов не превышала некоторого допустимого уровня.

Рассматривая установившийся тепловой режим камеры сго-

рания ЖРД, необходимо отметить, что хотя количество теплоты, отводимой через ее стенку, достаточно мало по сравнению с общей энергией потока газов, однако оно оказывается все же очень существенным при анализе теплового состояния стенки камеры.

Принимаем две составляющие теплового потока, действующего на стенку: конвективную и радиационную. Первая из них играет здесь основную роль, так как радиационный поток в этом случае оказывается в 10...15 раз меньше конвективного [13].

Характер изменения температуры в пограничном слое (слой газа, расположенный непосредственно у стенки), его структура и толщина зависят от вязкости потока и скорости его течения (от меры турбулентности).

Конвективный удельный тепловой поток, проходящий через пограничный слой к стенке,

$$q_k = \alpha_r (T_r - T'_w), \quad (4.12)$$

где α_r — коэффициент теплоотдачи газа; T_r , T'_w — температуры газа с внешней стороны пограничного слоя и у поверхности стенки, соприкасающейся с газом, соответственно.

Коэффициент α_r зависит от теплоемкости газа, плотности ρ и скорости газового потока. Таким образом, он возрастает практически с возрастанием удельного расхода газа и имеет максимальное значение в критическом сечении сопла.

Хотя радиационный поток значительно меньше конвективного, в ряде расчетов тепловых состояний камеры сгорания его также необходимо учитывать. Он пропорционален четвертой степени температуры и наибольшего значения достигает в камере сгорания. Практически радиационный тепловой поток представляет собой не местную характеристику пограничного слоя, а интегральным образом зависит от теплового состояния газов в камере и сопловой части двигателя. В этом случае необходимо также учитывать не только температуру газа в различных частях камеры сгорания, но и отражательную способность ее стенок.

Суммарный удельный тепловой поток от горячих газов через стенку

$$q = -\frac{\lambda}{\delta} (T'_w - T''_w), \quad (4.13)$$

где T''_w — температура поверхности стенки, омываемой охлаждающей жидкостью; δ — толщина стенки; λ — коэффициент теплопроводности материала стенки. Практически величина λ/δ представляет собой тепловое сопротивление стенки.

С внешней стороны внутренняя стенка камеры омывается протекающей жидкостью, где, как и в газе, образуется свой пограничный слой. По аналогии с уравнением (4.12) запишем, что

$$q = \alpha_{\text{ж}}(T''_{\text{ж}} - T''), \quad (4.14)$$

где $\alpha_{\text{ж}}$ — коэффициент теплоотдачи от стенки к жидкости; T'' — температура охлаждающей жидкости.

Таким образом, задача охлаждения стенки камеры сгорания двигателя практически сводится к тому, чтобы ограничить температуру и не позволить ей подняться до уровня, при котором материал стенки теряет конструкционные свойства.

В первом приближении приравняем конвективный тепловой поток (4.12) полному тепловому потоку q . Это в общем случае позволяет получить качественную картину, которая дает возможность проанализировать степень влияния основных характеристик процесса теплопередачи на температуру охлаждаемой стенки ($T''_{\text{ж}}$). Используя выражения (4.12) — (4.14), после некоторых упрощений получим

$$T''_{\text{ж}} = T'' \frac{1 + \frac{T_r}{T''} \left(\frac{1}{\alpha_{\text{ж}}} + \frac{\delta}{\lambda} \right)}{1 + \alpha_r \left(\frac{1}{\alpha_{\text{ж}}} + \frac{\delta}{\lambda} \right)}. \quad (4.15)$$

В свою очередь, увеличивая $\alpha_{\text{ж}}$ и λ , можно снижать температуру стенки камеры сгорания. Это, в частности, связано с тем, что значение T_r/T'' значительно больше единицы, поэтому числитель выражения (4.15) должен уменьшаться при уменьшении соотношения

$$\alpha_r \left(\frac{1}{\alpha_{\text{ж}}} + \frac{\delta}{\lambda} \right)$$

быстрее, чем знаменатель, что в конечном счете может привести к желаемому результату.

Увеличение коэффициента теплоотдачи от стенки к жидкости (это относится и к α_r) можно обеспечить за счет увеличения скорости омывающего потока. Однако при этом требуется увеличивать площади проходных сечений каналов, их геометрию, расчетные зазоры между стенками камеры и т. д., что может привести к увеличению расхода компонентов топлива и изменению ряда основных параметров двигателя.

Кроме того, коэффициент $\alpha_{\text{ж}}$ в значительной степени зависит также от теплоемкости и теплопроводности охладителя, при увеличении которых $\alpha_{\text{ж}}$ возрастает.

Увеличение теплопроводности λ , которая в основном определяется свойствами (выбором) материала, приводит к уменьшению теплового сопротивления стенки камеры сгорания δ/λ . Последнее можно также уменьшить, уменьшая толщину стенки ка-

меры до допустимых пределов по прочности и технологии ее изготовления.

При снижении температуры охлаждающей жидкости T'' температура охлаждаемой стенки $T''_{\text{ж}}$ снижается.

По мере протекания вдоль охлаждаемой камеры жидкость нагревается. Однако ее температура не должна превышать некоторое предельное значение. Она может ограничиваться точкой кипения, температурой разложения жидкости или условиями возникновения нежелательных химических реакций, при которых резко снижается коэффициент теплоотдачи $\alpha_{\text{ж}}$, и т. д. Таким образом, при расчете проточного охлаждения учет температуры охлаждающей жидкости T'' обязателен.

Как правило, температура газа T_r определяется условиями горения и составом топлива, ее можно снизить, искусственно создавая у стенки камеры сгорания избыток одного из компонентов, т. е. создавая пристеночный слой. Обычно для этого предусматривается узкая кольцевая щель, через которую часть компонента топлива, текущего в межрубашечном пространстве, проникает во внутренний объем камеры и образует паровую завесу. Из последней по ходу потока формируется пристеночный слой с пониженной температурой.

5.1. НАЗНАЧЕНИЕ И ОСНОВНЫЕ ТИПЫ КА

В настоящее время имеется значительное число различных типов КА, предназначенных для решения крупных научных, народнохозяйственных и других задач в ближнем и дальнем космосе: для исследования Луны, Солнца, планет, природных ресурсов Земли и т. д., т. е. решения многих проблем, которые составляют основу новейшей отрасли хозяйства — космической индустрии [2].

Однако несмотря на многообразие существующих космических средств, нет еще общепринятой их классификации. Часто это обусловлено широким спектром задач, решаемых одними и теми же аппаратами, используемой энергетикой, наличием экипажа или управляемыми автоматически, кратностью использования аппаратов и т. д.

В связи с этим для удобства дальнейшего рассмотрения и анализа характеристик различных типов КА здесь будет принята классификация, условно делящая космические аппараты на группы по отдельным (главным) признакам.

Таким образом, по одному из главных признаков КА (их назначению) можно разделить космические аппараты на аппараты научного и народнохозяйственного назначения.

По дальности — на космические аппараты (ТКС) для полета к планетам, Луне, функционирования в околоземном пространстве и т. д.

По управлению можно различать автоматические и пилотируемые КА.

По энергетике могут быть различные КА, использующие химическую энергию топлив, ядерную, солнечную и др.

По кратности использования — КА — одно- или многократного использования и т. д.

В свою очередь КА научного назначения можно подразделить на следующие типы: геофизические ИСЗ, астрофизические спутники и межпланетные станции.

Астро- и геофизические аппараты обычно выделяются в специфическую группу. Необходимость выведения исследовательских приборов в космос связана с поглощением и отражением атмосферной частиц и большей части спектра электромагнитных

излучений, с ее собственным свечением, с колебаниями воздуха, ограничивающими разрешающую способность телескопов. Кроме того, атмосферный фон затрудняет спектроскопические исследования небесных тел и т. д.

В районе Земли такие аппараты могут решать частные задачи изучения космических частиц, магнитного поля и радиационных поясов (космические аппараты типа «Электрон», «Протон» и др.), физики Солнца, звезд и космических излучений или же выполнять комплексные астрофизические исследования.

Масса исследовательского оборудования и систем обработки информации может составить на них $\approx 40\ldots 45\%$ общей массы КА. Остальное приходится на конструкцию и систему ориентации, точность которой должна быть весьма велика.

Для изучения заданных областей поверхности Солнца соответствующие датчики должны обеспечивать точность ориентации до $1'$, для изучения звезд — $0,1''$.

Как правило, в системе ориентации, например, часто отдается предпочтение управляющим маховикам, поскольку использование газовых сопел может «загрязнять» окружающее пространство и влиять на точность экспериментов. Ряд аппаратов такого типа имеют бортовую вычислительную машину, которая может автономно планировать эксперименты, использоваться в системе ориентации (для обеспечения заданной точности), организовывать поиск объектов и первичный анализ результатов исследования и т. д.

Большую группу КА этого типа составляют автоматические межпланетные станции, предназначенные для изучения Луны и планет Солнечной системы (фотографирования, зондирования околопланетных пространств, атмосферы, работы на их поверхности и т. д.).

Такие КА предварительно доставляются РН на орбиту искусственных спутников Земли. После определения параметров орбиты ТКС набирают скорость, близкую второй космической (≈ 11200 м/с). Для обеспечения доставки автоматической межпланетной станции в заданный район космического пространства проводятся одна-две коррекции. Продолжительность перелета к Луне $\approx 3,5$ сут (≈ 7 сут с возвращением), к Венере — около 3,5 мес, к Марсу — порядка 7 мес. У цели лунные аппараты имеют относительную скорость — ≈ 2100 м/с; марсианские станции 5000...7000 м/с; венерианские — ≈ 11000 м/с.

Целью космической станции может быть и пролет около объекта исследования, жесткая или мягкая посадка на его поверхность, переход на орбиту его искусственного спутника. У КА, осуществляющих посадку, есть четкое разделение на функциональные блоки — орбитальный и посадочный. Первый предназначен для работы в космических условиях, второй — для изучения планет или возвращения на Землю.

КА народнохозяйственного назначения — это космические средства, дающие возможность практического воплощения достижений космической науки и техники в ряде отраслей народного хозяйства (космическая индустрия): сельском, водном и лесном хозяйствах, на транспорте, в энергетическом обеспечении, при разведке новых месторождений полезных ископаемых, в производстве новых конструкционных материалов и дорогостоящих медицинских препаратов, при решении экологических и других задач [2].

Космическими аппаратами народнохозяйственного назначения являются и спутники связи, навигационные, метеорологические и геодезические ИСЗ и др.

ИСЗ связи с точки зрения народнохозяйственного использования вполне экономически оправданы. По способу ретрансляции сигнала их целесообразно подразделять на пассивные отражатели, активные с задержкой (принимające, записывающие и воспроизводящие информацию по командам с Земли) и активные с прямой ретрансляцией, нашедшие наиболее широкое применение [6].

ИСЗ первого и третьего типов выводятся на орбиты, обеспечивающие их радиовидимость с передающей и принимающей станциями, ИСЗ второго типа периодически проходят в зонах их видимости.

Можно представить себе глобальную систему с использованием КА прямой ретрансляции. Это могут быть три симметричных спутника на стационарной (экваториальная, $H_a = 36\,000$ км) или на 12-часовой орбитах (высота апогея $H_a = 36\,000$ км, высота перигея $H_p = 400$ км) во взаимно перпендикулярных плоскостях. Возможны и другие варианты. Поскольку $\approx 95\%$ телефонных абонентов, телеграфных и радиорелейных линий связи сосредоточено в северном полушарии, особый интерес представляют спутники типа «Молния», орбиты которых ($H_a = 36\,000$ км, $H_p = 400$ км, $\omega = 63,5^\circ$) обеспечивают радиовидимость КА в северном полушарии в течение более 8 ч за 12-часовой период обращения. Аналогично и американские ИСЗ, например типа «Реле» ($H_a = 7\,400$ км, $H_p = 1\,320$ км, $\omega = 48^\circ$) за 185-минутный период обращения в течение 33 мин видны из Америки и Европы [6].

ИСЗ связи с задержкой используют запоминающую систему с магнитными катушками, обладают относительно мощными приемниками и передатчиками, обеспечивающими в районах связи передачу и прием информации с высокой скоростью.

Геодезические ИСЗ составляют группу относительно простых КА. Состав бортового комплекса позволяет этим аппаратам фиксировать свое положение в пространстве относительно серии наземных станций и решать триангуляционные задачи, определя-

ющие расстояние между ними. В бортовой комплекс могут входить отражатель Солнца или лазерного луча, оптический маяк, радиометрическая и доплеровская системы для определения направления и расстояния до исследуемого объекта.

Навигационные ИСЗ по своей сложности следуют за геодезическими. Они предназначены для навигационных целей транспортных средств (надводных, подводных и воздушных).

Метеорологические ИСЗ составляют необходимое дополнение к сети синоптических станций, охватывающих земную поверхность. Для надежного прогнозирования погоды метеорологическая служба должна систематически обновлять погодную карту Земли через каждые 1...2 ч. В этом отношении значительную работу выполняют метеорологические спутники. С помощью бортовой телевизионной и инфракрасной системы датчиков излучений различных частот с ИСЗ может производиться анализ облачности, изучаться тепловой баланс Земли, профиль температуры по высоте, влажность по высоте, плотность атмосферы, скорость ветра и т. д.

Типичными аппаратами этого класса являются «Метеор» (СССР), «Нимбус» (США) и др. Энергосистема этих спутников использует солнечные батареи или изотопные энергоустановки. Необходимая точность ориентации оптических систем на Землю обеспечивается роторной системой, использованием управляющих реактивных двигателей и датчиков Земли.

Разделение КА по дальности (времени) полета является также условным. Например, нижняя граница полета ИСЗ определяется временем его существования и равняется $H_n = 150$ км. На этой высоте ИСЗ совершает лишь один оборот вокруг Земли. Условная верхняя граница в этих случаях очень размыта. Иногда она определяется высотой (дальностью) $H_a \approx 60\,000$ км, иногда $H_a = 100\,000$ км. Последнее значение определяется устойчивостью орбит, так как установлено, что с $H_a > 100\,000$ км орбиты КА, как правило, из-за влияния Луны и планет могут быть неустойчивыми.

Транспортные космические системы для полета к Луне по типу траекторий могут разделяться на облетные, посадочные (облет и посадка на Луну) и орбиты искусственных спутников Луны. В общем случае все они характеризуются полетом на расстоянии 400 000 км от Земли (время полета 2...3 сут.).

Космические аппараты для полета к планетам. Характерными особенностями для таких аппаратов являются: выход за сферу действия Земли ($H \approx 10^6$ км) и существенное увеличение (месяцы, годы) времени полета (см. группу КА научного назначения — межпланетные станции для изучения планет Солнечной системы), а также достаточно жесткие условия на выбор бортовых систем и обеспечение их работы. Эти КА позволяют полу-

чить новые сведения о дальних звездах, галактиках, о Вселенной [5].

Разделение КА по управлению. Автоматические аппараты характеризуются сложной структурой систем управления, в основу которых положены программно-временные устройства, обеспечивающие выполнение программы полета как автономно, так и по команде с Земли. Вопросам надежности работы всех систем автоматических КА уделяется особое внимание. Этот тип аппаратов характеризуется относительно большой массой радиоэлектронного оборудования.

Пилотируемые КА характеризуются наличием сложного комплекса систем обеспечения жизнедеятельности, повышенными требованиями к герметизации жилых и других отсеков, иным подходом к построению системы управления, так как наличие экипажа позволяет по другому (чем для автоматических КА) решать вопросы управления и надежности работы отдельных систем.

По используемой энергетике КА могут разделяться на аппараты, использующие химическую энергию топлив, ядерную, солнечную и т. д.

Космические аппараты, использующие химическую энергию топлив, как правило, имеют на борту двигательные или энергетические установки на жидком (ЖРД) или твердом (РДТТ) топливах.

В ЖРД необходимо использовать долгохранящиеся самовоспламеняющиеся и однокомпонентные топлива, с достаточно высокими удельными импульсами тяги. Используются вытеснительные и турбонасосные (ТНА) системы подачи. Топливные отсеки теплоизолируются и имеют средства для обеспечения запуска в невесомости. Парогаз ТНА сгорает в камере сгорания двигателя или используется в управляющих соплах. Для уменьшения массы, повышения надежности и управляемости современные космические ЖРД работают при сравнительно низком давлении в камере и допускают глубокое дросселирование (1:5). Сопла камер часто лишь частично охлаждаются с помощью циркулирующего компонента в области, прилегающей к критическому сечению. Удельный импульс 4...4,5 км/с [7].

Особенностями космических РДТТ является относительно низкий импульс последействия, возможность изменения режима работы и многократного запуска. Для уменьшения разброса импульса двигателя термостатируются (устанавливаются теплоизолирующие чехлы, заглушки, подогрев на камеру сгорания, где размещается твердое топливо). Удельный импульс $\approx 2,5 \dots 3$ км/с.

КА, имеющие в своем составе ядерные блоки (ЯРД), обладают лучшими энергетическими характеристиками, чем химические. Рабочее тело в них нагревается не за счет химической энер-

гии, а за счет теплоты, выделяющейся при ядерных реакциях. Удельный импульс ЯРД зависит от типа реактора (с твердой, жидкой или газообразной активными зонами) и рабочего тела (водород, аммиак и т. д.).

Для пилотируемых ТКС с ЯРД должна предусматриваться специальная биологическая защита экипажа от ионизирующего излучения реактора ЯРД. Удельный импульс ЯРД 8...35 км/с.

В связи с этим большой интерес представляют ядерно-химические многоступенчатые комбинированные системы с ракетными блоками на химическом и ядерном топливах.

Для дальних космических полетов применение могут найти электроракетные или электроядерные системы, имеющие в своем составе ракетные блоки с малым секундным расходом рабочего тела с высоким удельным импульсом. Такие аппараты основаны на использовании, например, электроядерных двигательных установок, в которых разгон рабочего тела до высоких скоростей истечения обеспечивается с помощью электрических или магнитных устройств и которые, обладая малой тягой, могут быть использованы только при старте КА с некоторой орбиты. Удельный импульс тяги таких двигательных систем, например ионных, может составить $\approx 2,5 \cdot 10^4$ км/с [5, 15].

По кратности использования системы различаются на одно- или многократного применения. Многократное использование КА или их составляющих (отдельных частей, элементов конструкции и т. д.) в общем случае позволяет создавать системы с множеством разнообразных проектных и конструкторских решений и проводить освоение космического пространства с наименьшими затратами [11].

5.2. НАГРУЗКИ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА КА НА УЧАСТКАХ ПОЛЕТА

Уравнения движения КА на основных участках траектории были в первом приближении рассмотрены в гл. 1.

Здесь, учитывая физические условия полета КА в атмосфере планеты, космическом пространстве (см. гл. 2) и особенности функционирования КА на различных участках полета, проанализируем некоторые основные нагрузки, действующие на КА и влияющие на выбор его конструктивно-силовой схемы и в целом на облик КА.

На активном участке полета (участке выведения) на КА действуют осевые и нормальные перегрузки (n_x , n_y) в течение $\approx 600 \dots 700$ с (рис. 5.1). При этом они могут достигать следующих значений: $n_x = 5 \dots 6$, а $n_y = (0,2 \dots 0,3)n_x$ (рис. 5.1, а) [12].

При полете в плотных слоях атмосферы, когда работает первая ступень РН, на КА действуют относительно большие аэродинамические нагрузки, максимальный скоростной напор

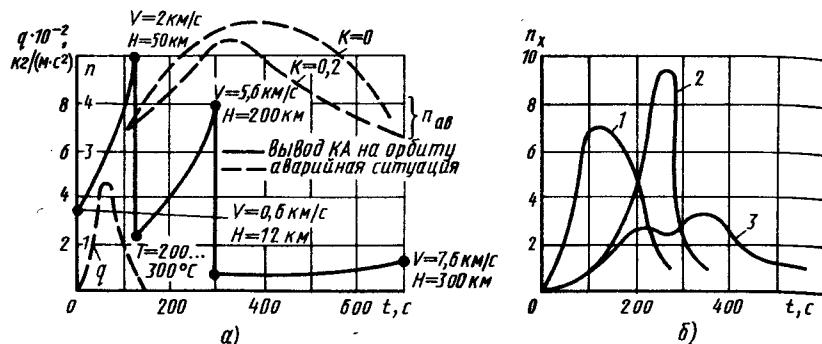


Рис. 5.1. Зависимость основных параметров КА на активном участке полета и пуска в атмосфере Земли:

а — $q=f(t)$; $V, p=f(t)$ для штатной и аварийной ситуаций выведения КА на орбиту $H=300 \text{ км}$, $V=7,6 \text{ км/с}$; б — $p=f(t)$ для входа СА в атмосферу Земли с различными скоростями и качеством: 1 — вход СА с $V=11 \text{ км/с}$, $\theta=5^\circ$, $K=0$; $T=3000\ldots4000^\circ\text{C}$; 2 — вход СА с $V=8 \text{ км/с}$, $\theta=2^\circ$, $T=2500\ldots3500^\circ\text{C}$, $K=0$; 3 — вход СА с $V=8 \text{ км/с}$, $\theta=2^\circ$, $T=2000\ldots3000^\circ\text{C}$, $K=0,2$ (скользящий вход)

$q_{\text{max}}=4000\ldots5000 \text{ кг/(м·с}^2\text{)}$ при $V\approx 400\ldots600 \text{ м/с}$ и $H=10\ldots15 \text{ км}$.

Как правило, максимальные температуры и максимальный скоростной напор не совпадают. Например, $T_{\text{max}}\leq 570\ldots670 \text{ К}$ достигаются к концу полета первой ступени РН.

Большинство КА на участке выведения защищены головным обтекателем (см. подразд. 3.2), воспринимающим аэродинамические и тепловые нагрузки. В конце работы первой ступени РН головной обтекатель обычно сбрасывается. Кроме того, если в качестве полезного груза на РН устанавливается спускаемый аппарат, то головной обтекатель применять не обязательно.

Участок свободного полета КА по траектории или орбите (пассивный участок полета). Физические условия полета КА в космическом пространстве и воздействие их на элементы конструкции и сам аппарат в основном были рассмотрены в подразд. 2.5, поэтому более подробное и конкретное рассмотрение всех этих воздействий будет проведено в гл. 6.

Здесь же остановимся на заключительном этапе полета КА — участках снижения, входа в атмосферу спускаемого аппарата и посадки на поверхность планеты. Следует заметить, что для ряда планет этот участок может быть и безатмосферным. На участке спуска СА в плотных слоях атмосферы на него могут действовать значительные перегрузки (рис. 5.1, б). Например, при баллистическом спуске с орбиты (аэродинамическое качество $K=c_y/c_x=0$) максимальная перегрузка, действующая на аппарат, $n_{\text{max}}\approx 10\ldots12$ (при $V_1=8 \text{ км/с}$ и угле входа $\theta_{\text{вх}}=-2^\circ$ к местному горизонту).

Существенно меньшие перегрузки могут иметь СА, обладающие аэродинамическим качеством. В этом случае обычно выделяют две основные группы. Спускаемые аппараты, имеющие наибольшее аэродинамическое качество ($K\approx 0,1\ldots0,6$), относятся к аппаратам скользящего спуска, а СА с аэродинамическим качеством ($0,6\leq K\leq 3$, посадочное до 4) — к аппаратам планирующего спуска. При баллистическом входе в атмосферу со скоростями $V_2=11 \text{ км/с}$ процесс нарастания максимальных перегрузок значительно более быстрый, чем при входе со скоростями $V_1=8 \text{ км/с}$. При этом граница захвата $\theta_{\text{вх}}=-5^\circ$ (угол входа, когда атмосфера еще захватывает тела с одного входа в нее), а $n_{\text{max}}\approx 6\ldots8$ [12].

Для пилотируемых СА максимальные перегрузки не должны превышать $n_{\text{max}}=10\ldots15$.

Для автоматических СА максимальные перегрузки допускаются значительно более высокие ($n_{\text{max}}=320\ldots350$), что соответствует вертикальному входу в атмосферу Земли ($\theta_{\text{вх}}=90^\circ$) при $V_{\text{вх}}=11 \text{ км/с}$.

Температуры при спуске могут достигать следующих значений (взяты для некоторой эталонной сферы $r=1 \text{ м}$ в критической точке) [12]:

при спуске с орбиты спутника $T_{\text{max}}=2000\ldots3500^\circ\text{C}$;
при входе в атмосферу со второй космической скоростью ($V_{\text{вх}}=11 \text{ км/с}$) и $\theta_{\text{вх}}=-6^\circ$ $T_{\text{max}}=3000\ldots4000^\circ\text{C}$; при $\theta_{\text{вх}}=90^\circ$ $T_{\text{max}}=6000\ldots8000^\circ\text{C}$.

Для планеты Венера (по характеристикам близкой к Земле) при прямом входе в атмосферу со скоростью $V_{\text{вх}}=12 \text{ км/с}$ и $\theta_{\text{вх}}\approx 90^\circ$ $n_{\text{max}}=350\ldots400$, $T_{\text{max}}=7000\ldots9000^\circ\text{C}$, причем тепловые потоки больше, чем тепловые потоки в атмосфере Земли, что объясняется большим процентом CO_2 в атмосфере Венеры.

Для Марса при прямом входе в атмосферу со скоростью $V_{\text{вх}}=6 \text{ км/с}$ и $\theta_{\text{вх}}=90^\circ$ максимальные перегрузки значительно ниже: $n_{\text{max}}=40\ldots70$, $T_{\text{max}}=2000\ldots2500^\circ\text{C}$, тепловые потоки существенно ниже, чем в атмосфере Земли, что в основном объясняется меньшим градиентом изменения $q=q(H)$.

Для Юпитера при прямом входе в атмосферу со скоростью $V_{\text{вх}}=60 \text{ км/с}$ и $\theta_{\text{вх}}=90^\circ$ максимальные перегрузки могут быть $n_{\text{max}}=7000\ldots80\,000$, $T_{\text{max}}=20\,000\ldots30\,000^\circ\text{C}$, тепловые потоки в сотни раз выше, чем в атмосфере Земли.

Последний этап спуска-приземления СА осуществляется последовательным раскрытием парашютной системы (вытяжной, тормозной и основной парашюты). Скорость снижения СА на парашюте $V=8\ldots10 \text{ м/с}$, что при ударе о мягкий грунт приводит к возникновению перегрузок $n=15\ldots25$. С применением аморти-

затов эти перегрузки снижаются до 8...10, а применение парашютно-реактивной системы снижает их еще в несколько раз.

Максимальные перегрузки будут действовать на КА при аварии в конце работы второй и начале работы третьей ступеней [13]. Причем длительность действия n_{max} в зависимости от высоты полета может составлять относительно большую величину (см. рис. 5.1).

5.3. ОСНОВНЫЕ ФАКТОРЫ, ОПРЕДЕЛЯЮЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ К КОНСТРУКТИВНО-КОМПОНОВОЧНЫМ СХЕМАМ КА И СОСТАВУ БОРТОВОГО КОМПЛЕКСА

Выбор общей конструктивно-компоновочной схемы КА целевого назначения практически подчиняется всем основным требованиям, изложенным в гл. 2 и 3 и связанным с физическими условиями полета и рациональным распределением масс систем. При разработке таких КА в первом приближении можно выделить две принципиальные конструктивно-компоновочные схемы (рис. 5.2). В одноблочной схеме все основные отсеки, оборудование, аппаратура и системы компонуются в едином отсеке или корпусе КА и лишь некоторые агрегаты — на его поверхности. Следует заметить, что в герметических отсеках может располагаться не обязательно вся аппаратура, а только часть ее, герметизация которой необходима.

В многоблочной (свободной) схеме отдельные блоки системы могут монтироваться на несущей ферме или в нескольких отдельных отсеках, скомпонованных в пакетную или tandemную схему. Это в одинаковой степени относится как к автоматическим, так и к пилотируемым КА.

Рациональное распределение масс КА (при той или другой схеме компоновки) существенно также и в тех случаях, когда используется гравитационная ориентация или же, наоборот, когда гравитационные возмущения являются нежелательными. В первом случае система может компоноваться так, чтобы один из ее моментов инерции был в несколько раз меньше других. Тогда ось, соответствующая этому моменту, будет направлена на притягивающее тело.

Во втором — следует стремиться к тому, чтобы моменты инерции были приблизительно равны. Выбирая схему компоновки и принцип работы тех или иных систем, агрегатов или оборудования, необходимо указывать их взаимосвязь и влияние на параметры КА в целом.

Обычно любой КА имеет определенную целевую систему (или системы), предназначенную для решения поставленной задачи, например, систему управления, обеспечивающую выполнение заданной программы полета (ориентацию аппарата, его управление, ориентацию относительно объекта исследования).

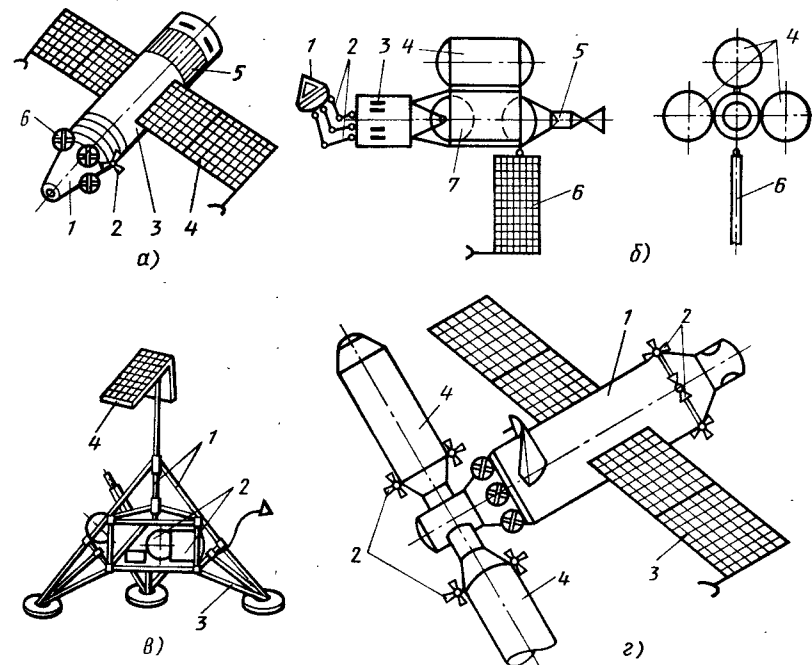


Рис. 5.2. Конструктивно-компоновочные схемы КА:

а — одноблочная схема: 1 — отсек корректирующей ДУ; 2 — двигатели системы ориентации; 3 — отсек экипажа; 4 — панели солнечных батарей; 5 — приборный отсек; 6 — баллоны с газом; б — многоблочная схема: 1 — полезный груз; 2 — манипулятор; 3 — отсек экипажа; 4 — подвесной бак и ДУ; 5 — ДУ РБ; 6 — панель солнечной батареи; 7 — РБ; в — многоблочная схема с несущей фермой (КА «Сервейор»): 1 — несущая ферменная конструкция; 2 — блоки оборудования, аккумуляторы, установленные на ферме; 3 — посадочные устройства; 4 — панели солнечной батареи; г — многоблочная схема орбитальной станции: 1 — основной блок (модуль) станции; 2 — двигатели системы ориентации; 3 — панели солнечных батарей; 4 — целевые (стыковочные) модули

систему обеспечения жизнедеятельности экипажа, систему энергообеспечения и др. Имеется бортовой радиокомплекс с широким диапазоном функций — от измерения расстояния и поиска объекта до осуществления связи и др.

Транспортные космические системы имеют в своем составе разгонно-тормозные и корректирующие или стыковочные ракетные блоки.

Последние состоят из двигательных установок, включающих соответственно маршевые, корректирующие двигатели (КДУ), топливные отсеки, агрегаты и системы обслуживания, а также двигатели (сопла) системы ориентации (см. рис. 5.2).

Разгонно-тормозные блоки обеспечивают переход с низкой круговой орбиты на более высокую или межпланетную, осуществление обратного перехода (с высокой на низкую орбиту),

проведение взлетно-посадочных операций у планеты и т. д. Определяющими параметрами для этих блоков являются: характеристические скорости; число РБ (или ступеней); приращение скорости по ступеням; функция $\vartheta(t)$; величины $P_{уд. п. б}$, $n_{0. б}$, $\gamma_{дуб}$, массовый расход \dot{m} ; относительная масса топливного отсека; суммарные импульсы тяги.

Как правило, облик корректирующих РБ определяется числом коррекций и временем их проведения, характеристической скоростью и направлением вектора тяги КДУ. Последняя обычно бывает постоянной в течение коррекции. Характеристическая скорость для корректирующих РБ относительно мала, продолжительность работы и тяговооруженность в основном оказывают влияние лишь на точность требуемого приращения скоростей.

В качестве критерия эффективности РБ может использоваться $\mu_{п. г} = \frac{m_{п. г}}{m_{0. РБ}}$, а также критерий вероятности сообщения системе заданной скорости (или доставки полезного груза в заданный район пространства) с заданной точностью при использовании корректирующего блока. Массовые характеристики $m_{п. г}$ и $m_{РБ}$ выступают здесь как ограничения.

Используемые критерии вероятности в общем случае являются составляющими критерия эффективности системы в целом, т. е. общего критерия вероятности выполнения поставленной задачи. Таким образом, параметры блоков, соответствующие минимуму массы $m_{0. РБ \min}$ в первой постановке задачи, соответствуют максимуму $\mu_{п. г. \max}$ или максимуму вероятности — во второй, есть искомые проектные параметры РБ.

Рассмотрим основные составляющие бортового комплекса КА. Система энергоснабжения обычно включает в себя некоторый постоянный источник энергии, рассчитанный на средний уровень мощности бортового комплекса, и буферные химические батареи, обеспечивающие пиковые нагрузки.

Система энергоснабжения производит и распределяет энергию в ходе полета КА. Оценки потребных мощностей системы энергоснабжения существенно зависят от размерности КА, времени его пребывания в космосе, варианта полета (пилотируемый или автоматический), потребной надежности системы. С учетом осреднения мощности бортовых потребителей электроэнергии можно говорить, что непилотируемые КА требуют систему энергоснабжения мощностью 1...1,5 кВт, пилотируемые — 2...2,5 кВт [15].

В качестве постоянных источников энергии могут применяться химические и солнечные батареи, топливные элементы, изотопные и ядерные энергоустановки. Все перечисленные энергетические системы оказывают значительное влияние на общий тепловой баланс КА или отдельных его отсеков. В зависимости от потре-

ляемой мощности и продолжительности работы в каждом конкретном случае определяются основные зоны целесообразного использования каждого из источников. Системы включают в себя также преобразователи, коммутационные устройства, автоматику управления и кабельную сеть. В период полета в условиях освещенности Солнцем возможно использование солнечных батарей. Однако солнечным батареям свойственны некоторые недостатки: изменение выходной мощности в зависимости от равновесной температуры поверхности элементов, потребность в постоянной ориентации на Солнце, значительное аэродинамическое сопротивление при полетах на малых высотах, плохая компоновка. Кроме того, для обеспечения подачи электроэнергии потребителям в период полета без освещенности Солнцем необходимо на борту КА устанавливать дополнительные буферные батареи.

Для установки на КА могут быть реализованы стационарные, разворачиваемые, гибкие и рулонные солнечные батареи (СБ). Разворачиваемые СБ имеют съем мощности до 94 Вт/м² при равновесной температуре поверхности 353 К, удельную массу конструкции (при подложке из бериллия) не более 340 кг/кВт, степень деградации 13,5% за первый год эксплуатации в космосе и 6...7% в последующие годы [10; 13].

Гибкие батареи при мощности $\approx 1,5$ кВт состоят из двух пластин, удельная мощность 45 Вт/кг. Панели этих батарей изготовлены из бериллиевого сплава, и элементы крепятся на стекловолоконную подложку.

В качестве накопительных элементов системы энергоснабжения используются аккумуляторы и регенеративные топливные элементы. Среди аккумуляторов применяются преимущественно никель-кадмиевые аккумуляторы, допускающие разрядку до 50% и 20...25 тыс. циклов перезарядки за срок эксплуатации. Удельная емкость этих аккумуляторов составляет 0,82...0,85 А·ч/кг. Регенеративные топливные элементы дороги в производстве и ненадежны при длительном сроке эксплуатации.

Серебряно-цинковые аккумуляторы имеют удельную емкость 1,6...4,0 А·ч/кг, однако обладают малым ресурсом и малым допустимым числом циклов перезарядки.

Для транспортных космических систем на криогенных компонентах топлива $O_2 + H_2$ возможно использование топливных элементов в качестве источников энергоснабжения.

В настоящее время имеется несколько типов топливных элементов с ресурсом до 5000 ч, лучшими из которых являются элементы с ионообменной мембраной и щелочной низкотемпературной матрицей. Удельная масса обоих типов топливных элементов не превышает 0,0175 кг/Вт (без учета расходуемых компонентов топлива). Следует отметить, что работа топливных элементов сопровождается значительным тепловыделением,

которое должно быть учтено при проектировании системы терморегулирования. Кроме того, топливные элементы производят наряду с электроэнергией много побочного продукта — воды [15].

Преобразование тепловой энергии радиоизотопных элементов может быть проведено как статическими, так и динамическими методами. Недостатками данных источников следует считать большую массу защитных экранов и контейнеров и относительно малую надежность. Аналогичные проблемы встают и при использовании в качестве энергоустановок ядерных реакторов на тепловых, быстрых и промежуточных нейтронах.

Космические двигательные установки, входящие в ракетные блоки ТКС, имеют некоторые особенности. Например, для ЖРД — это сложности запуска двигательной установки в условиях невесомости (необходимы специальные средства, обеспечивающие запуск ДУ). Кроме того, к таким особенностям относится длительное хранение компонентов топлива в условиях космического пространства (большие потери компонентов). Маршевые двигатели ТКС имеют, как правило, высокую степень расширения и системы подачи, основанные на использовании ТНА, применяются в этих случаях только при достаточно больших суммарных импульсах ДУ. Малые приращения скорости (при коррекции траектории, стыковок и т. д.) могут обеспечиваться двигательными установками с вытеснительной системой подачи. В последнем случае определяется оптимальное давление в баках, соответствующее максимальному суммарному импульсу тяги ДУ при заданном ограничении на его массу.

Космические РДТТ обладают возможностью изменения режима работы, многократностью запуска и, как правило, имеют относительно низкий импульс последствия [10].

Системы управления траекторий и ориентации и стабилизации (СОС) обычно представляют собой единый комплекс. В него входят приборная и исполнительная части. К первой относятся датчики ориентации КА, инерциальная система управления, усилители и преобразователи сигналов, счетно-решающие и программные устройства. Способы определения положения ТКС основаны на использовании внешних воздействий — гравитационных, магнитных, влияний атмосферы планет и солнечного давления. В основу может быть положен принцип гироскопов (гироскопические датчики положения и т. д.). Во второй части в качестве исполнительных органов могут использоваться малые управляющие реактивные двигатели, сопла, работающие на сжатом газе, маховики и др.

Система обеспечения жизнедеятельности (СОЖ) состоит из составляющих, обеспечивающих кондиционирование воздуха, тесно связанных с работой систем терморегулирования; регенерации воды; питания водоснабжения; медико-биологического

обеспечения, индивидуальных средств защиты и спасения и т. д.

Задача системы терморегулирования — поддержание заданного теплового режима в отсеках КА и на его поверхности. Для этого КА определенным образом ориентируется относительно Солнца, используются покрытия с определенными значениями коэффициентов поглощения и степени черноты, экранно-вакуумная теплоизоляция и т. д. Иногда этого достаточно для обеспечения теплового режима КА (пассивная система термостатирования).

При необходимости тонкого регулирования температуры, например с точностью $\pm 2^\circ$, применяются активные системы, организующие теплоотвод в соответствии с заданным режимом отсека. Граница использования систем первого и второго типов определяется максимальной мощностью бортового комплекса и допустимыми комбинациями температуры.

В активной системе циркулирующий в отсеках газ отводит тепловой поток на корпус или специальный радиатор. Если необходимо обеспечить большой удельный теплосъем (более 2 Вт/см^2), в качестве теплоносителя может использоваться жидкость. Обязательным элементом воздушного контура в этих системах является вентилятор, обеспечивающий циркуляцию газа и вынужденную конвекцию (свободная конвекция в невесомости отсутствует). В качестве управляющих элементов применяются дроссели расхода, работающие по командам от датчиков температуры.

Радиокомплекс включает в себя приборные блоки и антенно-фидерные устройства. В зависимости от назначения, длины волны и необходимого коэффициента усиления используются штыревые, щелевые и рупорные антенны, полуволновые диполи и параболические рефлекторы. Антенны больших размеров обычно складываются на участке выведения КА РН.

Отметим также, что для управления и связи с КА могут использоваться командные радиолинии (Земля — борт), программно-временные устройства и телеметрические системы. На борту автоматических КА имеется набор программ, счетно-решающие, моделирующие или запоминающие устройства, а для КА с экипажем на борту необходимо иметь еще систему ручного управления.

Телеметрические системы состоят из датчиков, запоминающих и передающих устройств и предназначены для контроля и передачи на Землю основных параметров систем и агрегатов КА (контролируются температура, давление, напряжение и т. д.), замеренных на борту КА.

Кроме указанных выше основных систем, входящих в состав бортового комплекса, на ТКС с экипажем на борту предусматриваются специальные системы аварийного спасения, защиты и ремонта и др.

Обычно при разработке отсеков ТКС целевого назначения может быть широко использован модульный принцип компоновки, т. е. создание таких комплексов бортовых систем, оборудования, приборов или агрегатов, которые могут быть объединены по функциональным принципам в единые блоки (модули), выполняющие в общем случае некоторый цикл операций. Этот принцип позволяет разделить отсеки и в целом КА на отдельные крупные или мелкие подсистемы, что упрощает не только технологию сборки, обслуживание, но и внутреннюю компоновку и повышает надежность системы в целом. Однако следует заметить, что создавать слишком большие модули тоже не всегда выгодно, так как это с некоторого момента может затруднять их эксплуатацию и обеспечение необходимого теплового режима.

Для обеспечения определенного теплового режима внутри отсека необходимо организовать теплосъем с приборов и оборудования с помощью циркулирующей газовой смеси системы терморегулирования. Поэтому при формировании модулей (блок питания, блок ориентации, блок управления и т. д.) аппаратуру обычно размещают (с учетом функциональных взаимосвязей) равномерно по тепловыделению. Для обеспечения минимальной мощности на прокачку охлаждающей газовой смеси необходимо учитывать, что при оптимальной компоновке охлаждающий тракт должен обладать минимальным гидравлическим сопротивлением. Последнее при прочих равных условиях облегчит работу системы терморегулирования и повысит ее эффективность.

Рассмотрим приближенный расчет эффективности таких систем. Примем, что система терморегулирования (СТР) имеет охлаждающий контур (теплообменник), работающий на жидком теплоносителе. Жидкость, циркулируя по контуру, воспринимает и отдает теплоту $Q_{изл}$ излучателю. Принимая $T_r = T_{изл}$ в первом приближении можем записать, что

$$Q_{изл} = m_r c_p (T_r - T_{p.т}), \quad (5.1)$$

где m_r — масса теплоносителя; $T_{p.т}$, T_r , $T_{изл}$ — температуры рабочего тела в баке, теплоносителя на выходе из контура и излучателя соответственно.

Мощность насоса N_n , обеспечивающего прокачку теплоносителя, может определяться следующей зависимостью:

$$N_n = m_r \frac{\Delta p}{\rho} \frac{1}{\eta_n}, \quad (5.2)$$

где ρ — плотность теплоносителя; η_n — коэффициент полезного действия насоса; Δp — потери давления, определяемые суммой потерь на всех участках системы:

$$\Delta p = \sum_{i=1}^n \left(\zeta \frac{l}{d} \right) \frac{\rho V^2}{2}, \quad i=1, 2, 3, \dots, n, \quad (5.3)$$

где ζ — коэффициент гидравлического сопротивления трубопроводов, переходников, магистрали системы; l , d — длина и диаметр трубопроводов; V — скорость движения теплоносителя в трубопроводе.

Эффективность излучателя охлаждающей системы можно в первом приближении определить из соотношения

$$\eta_1 = \frac{Q_r}{S_{изл}}, \quad (5.4)$$

где $S_{изл}$ — площадь излучателя охлаждающей системы; Q_r — отводимая теплота, или из соотношения

$$\eta_1 = \frac{3\epsilon\sigma T_r^4 \left(1 - \frac{T_{p.т}}{T_r} \right)}{\left(\frac{T_r}{T_{p.т}} \right)^3 - 1}, \quad (5.5)$$

где ϵ — степень черноты; σ — постоянная Стефана-Больцмана.

Энергетическая система охлаждения тем эффективнее, чем меньше соотношение η_1 .

Анализ массовой эффективности таких систем приведен в [13].

Следует также отметить, что при применении в контуре системы не жидкости, а газа необходимо при расчете ее характеристик учитывать сжимаемость газа.

Приближенные оценки параметров таких систем с использованием в них серых диффузных поверхностей справедливы в общем случае, если температуры поверхностей излучателя-холодильника постоянны, и отраженные потоки излучения равномерно распределены по поверхности. При более точном расчете необходимо учитывать неравномерность интенсивности отраженного потока даже для изотермической поверхности.

В качестве теплоносителей кроме газовой смеси (азот — кислород) могут, например, использоваться жидкий водород, гелий, азот.

5.4. ОСОБЕННОСТИ КОМПОНОВКИ ОТСЕКОВ И АГРЕГАТОВ КА

В общем случае многие системы КА выполняют в основном те же функции, что и аналогичные системы верхних ступеней РН. Однако требования к эксплуатации, обслуживанию, надежности многократности использования, массе и т. д. этих систем, как правило, более высокие. Это обусловлено тем,

что КА в зависимости от их целевого назначения функционируют в весьма жестких условиях орбитального полета и имеют высокую стоимость. Поэтому важнейшими характеристиками этих систем и агрегатов КА являются масса, объем, энергопотребление, надежность, стоимость, резервирование и т. д.

Таким образом, основные критерии при выборе систем традиционные, включающие малую стоимость, гибкость в использовании, длительный срок эксплуатации, высокую надежность, возможно большую унификацию. При выборе систем КА следует помнить о некоторых общих закономерностях проектирования космических объектов.

1. На выбор компонентов систем часто накладываются ограничения внешнего характера, например, располагаемые внешние обводы КА, наличие антенн, сопл реактивной системы ориентации и стабилизации, солнечных батарей, радиаторов и пр. Многие системы могут потребовать наличия устройств разгерметизации и приведения их в рабочее состояние.

2. Следует учитывать взаимозависимость отдельных систем и их характеристик, так как незначительные изменения параметров одной системы (массы, энергопотребления, объема, стоимости) приводят к изменению общей массы, энергопотребления, объема и стоимости другой системы и КА в целом.

3. При включении в состав КА и особенно в состав ТКС некоторых перспективных систем целевого назначения необходимо учитывать их стоимость, а также время на разработку, поставку оборудования для их производства.

4. Для более точной оценки эффективности каждой системы необходимо рассматривать ее возможности при работе в составе ТКС или ее составляющих (пилотируемых и автоматических КА, в многоразовых и одноразовых конструкциях, в вариантах наземного и космического базирования КА и т. д.).

Приближенные оценки массы ТКС с ЖРД показывают, что увеличение массы ее любой системы на 1 кг эквивалентно увеличению стартовой массы ТКС для полета на геосинхронную орбиту на 7...12 кг, а увеличение энергопотребления на 1 Вт в течение 7 сут полета приводит к увеличению стартовой массы на 2,5...4,5 кг.

Оборудование (агрегаты, системы, аппаратура и т. д.) КА в зависимости от их конструкции и целевого назначения может компоноваться в одном или нескольких герметичных отсеках. Однако это относится лишь к той части оборудования, герметизация которого необходима. Например, должна герметизироваться энергонасыщенная аппаратура, требующая принудительного охлаждения, химические источники тока, если они не имеют собственной герметизации и т. д. В любом случае (и в герметичных, и в негерметичных отсеках) для нормального функционирования оборудования должен быть обеспечен

заданный тепловой режим его работы (экранировкой, системой обеспечения теплового режима и т. д.). Негерметизированная электронная аппаратура, например, должна запитываться током на больших высотах (во избежание коронного разряда из-за падения давления с высотой).

Число стыков (разъемов) в отсеке необходимо выбирать минимальным. Как правило, из технологических соображений обычно одного стыка во многих случаях бывает недостаточно (делают два).

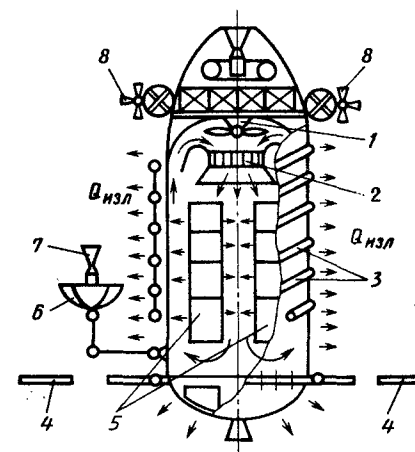
Расчетными нагрузками для герметических отсеков (при прочих равных условиях) будут избыточное давление и устойчивость оболочки отсека на участке выведения.

Одной из основных трудностей внешней компоновки КА является размещение солнечных батарей (рис. 5.3), которые из-за условия ограниченности зоны полезного груза (подразд. 3.2) должны быть складывающимися. Электрическая мощность, снимаемая с 1 м² солнечных батарей $\approx 60...100$ Вт. Для эффективного использования солнечных батарей необходима их постоянная ориентация на Солнце [13].

Для обеспечения работы системы ориентации на КА вне герметического отсека на раме могут располагаться баллоны со сжатым газом (воздухом), на кронштейне которых устанавливаются реактивные сопла (см. рис. 5.3).

Рис. 5.3. Схема СОТР на автоматическом КА:

1 — вентилятор СОТР; 2 — теплообменник; 3 — радиатор-излучатель; 4 — панели солнечных батарей; 5 — аппаратура; 6 — складывающаяся параболическая антенна; 7 — датчик системы ориентации; 8 — двигатели системы ориентации



Если по каким-то причинам нельзя обеспечить постоянную ориентацию СБ на Солнце, то их можно расположить непосредственно на боковой поверхности КА на легкосъемном каркасе, который будет нести нагрузку только от солнечных батарей. При этом эффективная площадь батарей $S_{эф}$ будет существенно меньше ее общей площади $S_{общ}$. Если СБ располагаются на поверхности, близкой к сферической, то максимальная эффективная площадь в этом случае будет

$$S_{эф} \approx (0,16...0,20) S_{общ}$$

Относительно сложной задачей является также размещение

антенн радиоканалов. Например, для ИСЗ связи на борту необходимо иметь остроуправленную антенну, способную работать в сантиметровом или дециметровом диапазоне волн (обычно это антенны параболического типа) с постоянной ориентацией на Землю. Датчики системы ориентации на Землю (это может быть оптическое устройство) могут быть расположены на вибраторе антенны (см. рис. 5.3).

Параболическая антенна может располагаться между панелями СБ и для большей плотности компоновки на РН КА складывается как зонт.

С помощью всенаправленных антенн обычно передается малая часть информации, а остроуправленных — большая.

Представляет несомненный интерес внутренняя компоновка отсеков КА. Как уже говорилось ранее, она тесно связана с обеспечением теплового режима аппаратуры, приборов, снаряжения и в целом всего отсека и КА.

Плотность компоновки отсеков автоматических КА обычно большая и составляет $0,4...0,8 \text{ г/см}^3$. Герметичные отсеки, как правило, заполняются газом (например, азотом с 5%-ной добавкой кислорода). При этом организуется принудительная циркуляция газа. Газовая смесь имеет влажность, соответствующую точке росы ($-10...-20^\circ\text{C}$).

Имеющиеся на борту КА приборы, аппаратуру, оборудование целесообразно объединить в тематические (функциональные) блоки, например, блок управления, блок ориентации, энергоснабжения и т. д. При этом нецелесообразно создавать очень большие блоки, так как это может затруднить их эксплуатацию и обслуживание (особенно для автоматических КА).

При компоновке функциональных блоков в отсеке КА необходимо учитывать и уровень их тепловыделения. Так, например, наиболее «горячие» блоки (с высоким уровнем тепловыделения) целесообразно размещать на входе потока охлаждающего газа, а более «холодные» (с меньшим уровнем тепловыделения) — на выходе (см. рис. 5.3).

Кроме того, размещать блоки в отсеках необходимо таким образом, чтобы в целом они обладали минимально необходимым (с точки зрения теплосъема) гидравлическим сопротивлением, что в определенной степени повышает эффективность СОТР (уменьшает мощность ее на прокачку газа).

На рис. 5.3 приведена схема СОТР, включающая дефлектор, в диффузоре которого установлен вентилятор для обеспечения циркуляции газовой смеси. За вентилятором устанавливается теплообменник жидкостного контура системы обеспечения теплового режима, который отбирает теплоту у газового потока и через радиатор-холодильник излучает его в окружающее пространство.

Для пилотируемых КА отсеки (модули) функционирования

экипажа (жилые, энергетические, управления, научно-исследовательские, медико-биологические, радиационные убежища, шлюзовые камеры и т. д.) обычно имеют достаточно большие объемы (по сравнению с гермоотсеками автоматических аппаратов) и, как следствие этого, — малую плотность компоновки $0,1...0,3 \text{ г/см}^3$.

Для больших орбитальных научно-исследовательских станций часто используют модульные (многоблочные) схемы компоновки (рис. 5.4). Такие орбитальные станции, как правило, являются

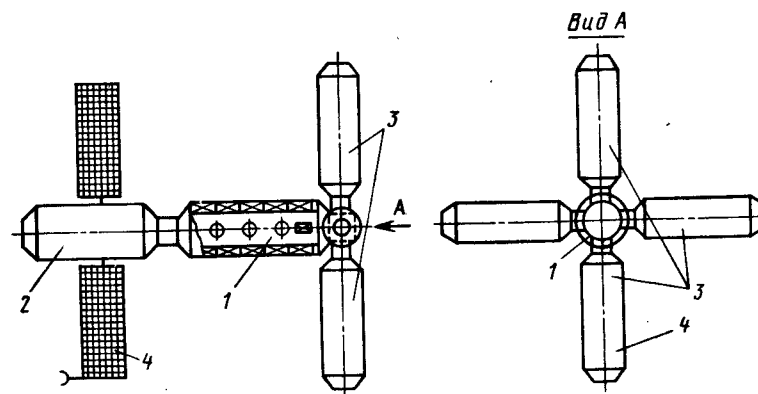


Рис. 5.4. Модульная (многоблочная) схема компоновки научной орбитальной станции:

1 — исследовательский модуль; 2 — энергетический модуль; 3 — целевые модули; 4 — жилой модуль

многоцелевыми долговременными станциями и имеют в своем составе специальные сменяемые функциональные модули, стыкуемые с основным. Из некоторых особенностей таких КА отметим следующие: неудобство (из-за больших габаритов) компоновки блоков на РН (см. подразд. 4.2); наличие шлюзовой камеры для выхода в открытый космос, необходимость секционирования жилых отсеков и блоков (дублирование на случай разгерметизации), дублирование элементов системы управления, наличие эффективной системы и средств обеспечения жизнедеятельности экипажа и создания комфортных условий их функционирования, особенно при длительных полетах (необходимость создания искусственной тяжести, микрометеоритной защиты, тяжелой биологической защиты от воздействия космической и солнечной радиации, аварийные средства спасения, питания и т. д.).

При компоновке отсека, как правило, по его периферии размещают блоки систем управления и жизнеобеспечения (вся аппаратура размещается в нишах). Снаружи отсек должен

иметь противометеоритную защиту. Это может быть двух- или трехслойная конструкция с сотовым наполнителем.

Жилые отсеки или модули могут использоваться и как радиационные убежища в периоды повышения радиационной опасности и должны иметь аварийные системы, системы жизнеобеспечения, питания, водоснабжения и т. д., а также специальную защиту.

5.5. ОБЩИЕ ВОПРОСЫ КОМПОНОВКИ И КОНСТРУИРОВАНИЯ ОБИТАЕМЫХ ОТСЕКОВ КА

Для пилотируемых КА компоновка отсеков (модулей), предназначенных для размещения и работы в них космонавтов, часто оказывается сложнейшей проектно-конструкторской задачей, требующей от разработчика учета не только основных общих положений, предъявляемых к создаваемому объекту (часто очень жестких), но и учета ряда других специфических требований и ограничений, связанных с пребыванием экипажа в условиях космического пространства и необходимостью обеспечения его нормальной жизнедеятельности и безопасности. Кроме того, в этом случае необходимо также учитывать противоречащие друг другу требования эргономики обеспечения наилучших условий жизнедеятельности экипажа, минимальной массы конструкции и соответственно максимальной плотности компоновки отсеков, наименьшей протяженности и массы коммуникаций, безопасности оборудования и полета в целом, включая создание условий для предельно быстрого и безопасного покидания КА и возвращения из открытого космоса на Землю в случае аварийной ситуации и т. д.

Все это вызывает необходимость наличия на борту КА специальной системы обеспечения жизнедеятельности экипажа КА, обеспечивающей в заданных пределах поддержание газового состава и давления газовой среды в обитаемых отсеках, поддержание температуры (терморегулирование), воду для питья и гигиены, естественные функции жизнедеятельности человека и удаление отходов и т. д.

При осуществлении продолжительных полетов возникла и потребовала сложного технического оснащения задача поддержания нормального состояния человеческого организма в ходе полетов, сохранения его работоспособности в условиях невесомости, длительного функционирования в замкнутом объеме, облегчения и ускорения адаптации человека к условиям космического полета, реадаптации после возвращения на Землю и

* Эргономика — наука, изучающая закономерности взаимодействия человека и машины, устанавливающая условия, при которых обеспечивается наилучшее сохранение сил и способностей человека.

т. д., а также обеспечения спасения экипажа в полете в случае аварийной ситуации. Системы и агрегаты СОЖ КА должны решать также и некоторые специальные задачи, прямо или косвенно связанные с обеспечением жизнедеятельности экипажа. К ним, в первую очередь, необходимо отнести тепловой и жидкостный обмен в скафандрах, шлюзование при выходе в открытый космос, выравнивание давления при стыковках и переходах между КА. Несколько особо стоит комплекс задач, связанных с защитой и спасением членов экипажа в аварийных ситуациях (разгерметизация отсека, пожар, повышенная радиация и т. д.). Задачи защиты экипажа от воздействия перегрузок и тепловых потоков на активном участке полета, при спуске на поверхность планеты и посадке в основном связаны со спецификой конструирования спускаемых аппаратов и будут рассмотрены в подразд. 5.7.

При разработке обитаемых отсеков КА необходимы основные данные, касающиеся жизнедеятельности экипажа в замкнутом объеме в условиях космического полета. Это нормы обмена веществ и теплообмена, требования к составу газов, пищи, потребляемых жидкостей, пределы отклонений от номинальных норм, допускаемые с точки зрения нормального существования человека (табл. 5.1). Приводимые нормы относятся к полету продолжительностью несколько суток, нормы для более продолжительных полетов по отдельным позициям могут существенно отличаться.

Таблица 5.1

| Компоненты | Потребление, кг/сут | Отходы, кг/сут | Потребление, кг/сут |
|------------------------------|---------------------|--|------------------------|
| Кислород | 0,9 | Углекислый газ | 1,0 |
| Питьевая вода | 3,6 | Вода, выделяемая при дыхании и с потом | 2,5 |
| Вода для гигиенических целей | 5,5 | Вода, использованная в гигиенических целях | 5,5 |
| Пища | 1,0 | Вода в моче | 1,5 |
| | | Фекалии | 0,15 |
| | | Тепло, выделяемое космонавтом | 3000 ккал/ (чел · сут) |

Система обеспечения газового состава оказывает большое влияние на компоновку и конструкцию отсеков. На советских КА применяются системы, поддерживающие параметры атмосферы в пределах, привычных для человека: атмосферное давление 93,5...128 кПа, парциальное давление кислорода 21,4...32 кПа, парциальное давление углекислого газа не более 0,8...1,2 кПа.

При проектировании КА, предназначенных для продолжительных полетов, стремятся создать кругооборот веществ, необходимых для жизнеобеспечения. Так, на станции «Салют» и некоторых других советских КА применена регенерация атмосферы, т. е. поглощение углекислого газа из атмосферы отсека и выделение кислорода. Эта операция выполняется химическими регенерационными патронами. В перспективных системах регенерация атмосферы будет, видимо, вестись с использованием биологических принципов — с помощью растений и живых организмов, поглощающих углекислый газ и выделяющих кислород.

Потери газа в отсеках, вызываемые операциями шлюзования и выхода в открытый космос, а также нормальными утечками из-за проницаемости гермоотсеков и материалов, компенсируются газами, хранящимися на борту под высоким давлением или в сжиженном состоянии.

В условиях невесомости отсутствует конвекция, обеспечивающая перемешивание компонентов воздуха в земных условиях. Поэтому для обеспечения одинакового состава атмосферы во всех зонах обитаемых отсеков предусматривается принудительная циркуляция воздуха, которая обеспечивается системой вентиляторов, воздухопроводов и специальной организацией газовых потоков во внутреннем объеме КА при его компоновке (см. рис. 5.3).

Уровень давления в гермоотсеке в известной степени определяет и требования к прочности его корпуса, а следовательно, и к его массе.

Терморегулирование (или поддержание теплового режима в заданных пределах, т. е. отвод выделяемой теплоты или подогрев) необходимо для нормальной работы не только экипажа, но и многих приборов и агрегатов оборудования. Терморегулирование обитаемых КА, как правило, более сложно, требования к нему более строгие, чем для таких же систем автоматических аппаратов, кроме того, системы терморегулирования обитаемых отсеков обычно тесно связаны функционально с другими системами КА, например СОЖ.

Поддержание заданного теплового режима отсека КА может обеспечиваться двумя принципиально различными составными частями СТР. Это — теплоизоляция, ограничивающая теплообмен между внутренним объемом отсека и окружающим КА пространством (пассивная составляющая СТР), и комплекс пневмогидравлического оборудования, выполняющий отвод или подвод теплоты к элементам конструкции, оборудованию и газовой среде, выравнивание температуры во всем объеме отсека — активная составляющая терморегулирования.

При обеспечении долговременных полетов насущной необходимостью становится восстановление продуктов, расходуемых на борту. Так, на станции «Салют» успешно применялась ре-

генерация воды из влаги, конденсирующейся в холодильно-сушильных агрегатах (продукты дыхания и потовыделения экипажа). Практически регенерация может покрывать половину потребностей экипажа в воде, остальная часть обеспечивается доставкой воды с Земли на грузовых кораблях. В настоящее время отрабатываются системы регенерации чистой воды из воды, используемой в гигиенических целях, и из мочи, т. е. по замкнутому циклу. При длительном пребывании в космосе по такому замкнутому циклу должны быть построены все составные части СОЖ, т. е. на борту КА должен быть создан круговорот веществ, участвующих в биологическом обмене. Такие системы иногда называют экологическими.

Отходы жизнедеятельности, образующиеся в результате естественного функционирования человека и приготовления пищи, в кратковременных и среднетерминальных полетах собираются, изолируются от атмосферы отсека, дезинфицируются, складываются в специальных емкостях и контейнерах. На станциях «Салют», продолжительность полезного существования которых составляет несколько лет, применяется удаление отходов через специальные шлюзовые камеры. В экологических СОЖ основную часть отходов предполагается использовать либо в цикле самого жизнеобеспечения, либо для других целей — в системах энергоснабжения, производственных, технологических циклах и т. д.

Адаптация и поддержание нормального состояния человеческого организма обеспечиваются на борту КА обычно набором специальных средств и установок (велозерометр, бегущая дорожка, нагрузочные костюмы и др.).

Космическая эргономика тесно, иногда неотделимо переплетается с проблемами жизнеобеспечения, причем, поскольку «машина», с которой взаимодействует космонавт, обеспечивает выполнение им практически всех самых необходимых жизненных функций, то действия человека оказываются объектом эргономических исследований. Так, начиная с первых космических пилотируемых полетов возникла проблема оснащения, аккомодации (приспособления) таких обычных человеческих действий, как принятие пищи, сон, санитарно-гигиеническая обработка и т. д., усложнились задачи по управлению КА, монтажу и демонтажу конструкции и агрегатов, ремонту, а также исследование и производственные функции космонавтов, ради которых собственно и совершает космический полет человек.

Одним из основных факторов, определяющих специфику космической эргономики, является невесомость. Предметы и сам человек не фиксируются, как на Земле, притяжением к «полу», если на КА не создана «искусственная тяжесть». Малейшее усилие, не встречая сопротивления сил тяготения и трения, в этом случае вызывает перемещение в пространстве не только

предметов, но и незафиксированного человека. В связи с этим возникают задачи специального фиксирования человека и всех предметов, используемых при его действии, создания условий возможно приближенных к земным (имитация этих условий на борту КА) и т. д.

Анализируя основные (особые) требования к конструкции обитаемых отсеков по сравнению с автоматическими КА, необходимо отметить, что они, как правило, сводятся к необходимости обеспечения наилучших комфортных условий и максимальной безопасности экипажа при выполнении им полетного задания, а именно:

повышению ресурса и надежности (дублирования) агрегатов, автоматических систем, оборудования, устройств и элементов конструкции, определяющих безопасность экипажа, возможности их ремонта или замены в условиях полета;

в основных системах КА к предусмотрению ручного дублирования, резервирования и возможности отмены действий автоматики вручную;

обеспечению повышенной надежности системы герметизации отсеков (дублирование, резервирование ее);

наличию радиационной защиты экипажа, специальных отсеков и убежищ, а также использованию в качестве экранировки от радиации конструктивных элементов КА, оборудования и снаряжения;

наличию запасных люков для покидания КА и запасных стыковочных узлов для подстыковки дополнительных модулей и спасательных кораблей в случае аварии;

монтажу энергосиловых кабелей и пневмогидромагистралей, исключающему возможность их повреждения при работе экипажа;

к избежанию применения в конструкциях материалов, на поверхности которых возможно накопление статического электричества, например, при взаимодействии с костюмами космонавтов. Для предотвращения создания разности электрических потенциалов между отдельными элементами конструкции должна повсеместно применяться металлизация стыков деталей, узлов внешних поверхностей, на которых возможно образование электрических разрядов [8].

5.6. СБОРКА ОРБИТАЛЬНЫХ СТАНЦИЙ И ДРУГИХ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ НА ОРБИТЕ

При ограниченной массе полезного груза, выводимого на околоземную орбиту одним носителем, целесообразно использовать сборку орбитальных станций, межпланетных кораблей и других космических объектов из отдельных модулей (частей), стыкуемых друг с другом (рис. 5.5).

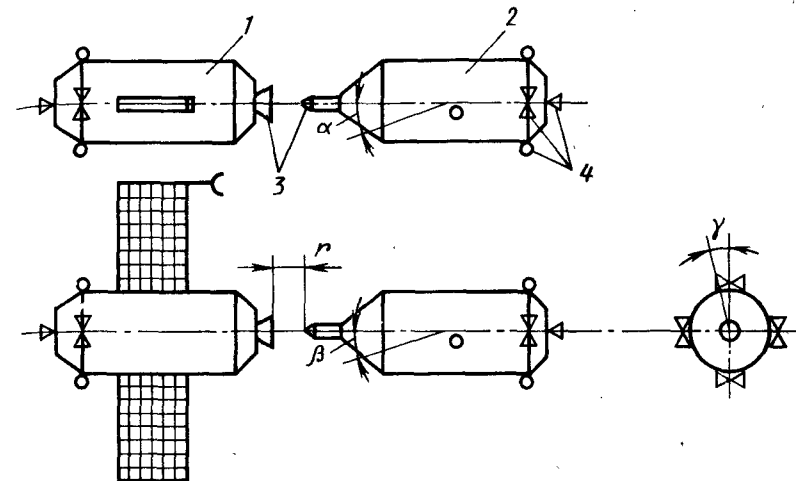


Рис. 5.5. Схема стыковки блоков:
1 — базовый блок; 2 — стыкуемый блок; 3 — узлы стыковки; 4 — двигатели управления и коррекции по углам α , β , γ и γ

Сборка (стыковка) может использоваться и для осуществления связи с космическими объектами, находящимися на орбите, доставки грузов, оборудования, смены экипажа, проведения спасательных работ в аварийной ситуации и т. д., а также при монтаже крупногабаритных элементов конструкций, предназначенных для энергетических и промышленных объектов при «индустриализации космоса» и пр.

Приближенную схему сборки отдельных космических объектов можно представить в виде следующих основных этапов [13].

Первый этап. Выведение на орбиту ИСЗ (базовую орбиту) основного (базового) блока. При этом высота орбиты должна обеспечивать сохранение ее параметров в течение всего времени сборки объекта. В свою очередь, высота и наклонение орбиты должны быть такими, чтобы обеспечить кратность прохождения над местом старта РН на протяжении всего времени сборки (сутки, несколько суток и т. д.).

Поскольку базовый блок может выводиться с некоторыми погрешностями, поэтому после его выведения точно измеряются параметры орбиты и проводится коррекция орбиты.

Второй этап. Выведение на орбиту стыкуемого блока также может быть сопряжено с определенными погрешностями. При этом эллипсоид рассеивания может иметь следующие параметры: рассеивание по высоте ΔY и боковое рассеивание $\Delta Z = 10 \dots 30$ км. Рассеивание по дальности $\Delta X = 25 \dots 100$ км.

Помимо геометрического рассеивания необходимо учитывать и эллипсоид рассеивания скоростей с параметрами $\Delta V_x = \Delta V_y = \Delta V_z = 20 \dots 50$ м/с.

Максимальные ошибки по высоте и боковому отклонению определяются точностью систем управления, а по дальности — в основном точностью момента старта (например, опоздание на 1" приводит к ошибке ≈ 8 км).

Точное нахождение базового блока на орбите обычно неизвестно из-за погрешностей системы радиоконтроля орбиты. Как правило, известна лишь некоторая «трубка» возможных траекторий объекта, которая также может характеризоваться некоторым эллипсом рассеивания (по высоте, боковым отклонениям и отклонению по дальности).

На стыкуемом блоке сближающая корректирующая двигательная установка (КДУ) обеспечивает траекторию сближения объектов. На борту блоков устанавливается комплекс специальной аппаратуры, обеспечивающей определение и коррекцию относительных скоростей объектов, линейных и угловых параметров, определяющих их угловое положение и расстояние относительно друг друга:

$$\begin{aligned} r &= f(t); \quad \dot{r} = f(t); \\ \alpha &= f(t); \quad \beta = f(t); \quad \gamma = f(t); \\ \dot{\alpha} &= f(t); \quad \dot{\beta} = f(t); \quad \dot{\gamma} = f(t), \end{aligned}$$

где r — расстояние между блоками; α, β, γ — угловое положение блоков; $\dot{r}, \dot{\alpha}, \dot{\beta}, \dot{\gamma}$ — линейная и угловые скорости (см. рис. 5.5).

Кроме того, необходимы командная радиолиния связи, счетно-решающее и моделирующие устройства.

Таким образом, процесс сближения блоков начинается после определения их взаимного положения (рис. 5.6). Далее дается импульс V_1 , благодаря которому стыкуемый блок (аппарат)

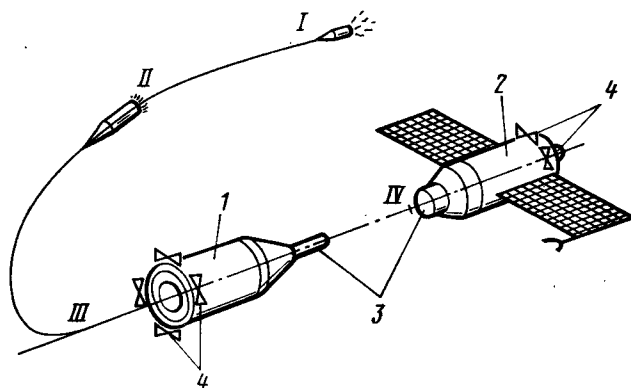


Рис. 5.6. Схема сближения и стыковки объектов на орбите:
I, II — участок сближения; II, III — маневр выхода на ось сборки; III, IV — стыковка; 1 — стыкуемый аппарат (блок); 2 — базовый аппарат (блок); 3 — стыковочные узлы; 4 — двигатели коррекции

переходит на орбиту, пересекающуюся с орбитой базового блока. Номинальная траектория перехода будет лежать внутри «трубки» траекторий, которая (как указано выше) обуславливается рассеиванием. На реальной траектории сближения обычно даются один или два корректирующих импульса для исправления траектории.

Когда стыкуемый блок подойдет к базовому блоку, необходимо выравнивать их скорости, поэтому дается второй импульс V_2 .

Суммарный импульс характеристической скорости, который необходим для процесса сближения,

$$V_{\Sigma} = V_1 + V_2 + \Delta V_{\text{кор}}$$

или

$$V_{\Sigma} = K_{\text{кор}} [V_1 + V_2] = K_{\text{кор}} V_{\Sigma 1, 2}$$

где $K_{\text{кор}} = 1,3 \dots 1,4$ — коэффициент, учитывающий затраты энергии на коррекцию стыкуемых блоков (аппаратов).

Если линейаризовать уравнение движения, то для оценки суммарного импульса, необходимого для процесса сближения, можно получить аналитическое решение.

Для оценки характеристической скорости, по которой определяется необходимый запас топлива, следует брать наиболее неблагоприятное сочетание разброса параметров выведения:

$$V_{\Sigma} = \sqrt{\Delta V_x^2 + \Delta V_y^2 + \Delta V_z^2} + \sqrt{\left(\frac{\partial V_{\Sigma}}{\partial r} \Delta r\right)^2 + \left(\frac{\partial V_{\Sigma}}{\partial z} \Delta z\right)^2}$$

Обычно $V_{\Sigma} \approx 100 \dots 150$ м/с.

Если принять, что для стыковки блоков используются двигательные установки, имеющие, например, удельный импульс тяги $P_{уд} = 300$ с, то относительный запас топлива, необходимый для процесса стыковки, будет $\Delta m_{сб} = 4 \dots 8\%$ от общей массы блока.

Третий и последний этап сборки — непосредственное причаливание и стыковка блоков. Это маневр, имеющий своей целью выведение стыкуемого блока в непосредственную окрестность базового блока на расстояние до единиц метров с относительными параметрами, которые лежат в расчетных диапазонах и при которых возможна работа непосредственно стыковочных устройств.

Следует отметить, что конечные условия причаливания обеспечиваются системой управления вектором скорости, системой ориентации и специальными двигателями причаливания стыкуемого блока. Последние должны с заданной точностью обеспечить поступательное перемещение блока по направлению осей XYZ. Угловые развороты в этом случае выполняет система ориентации блока.

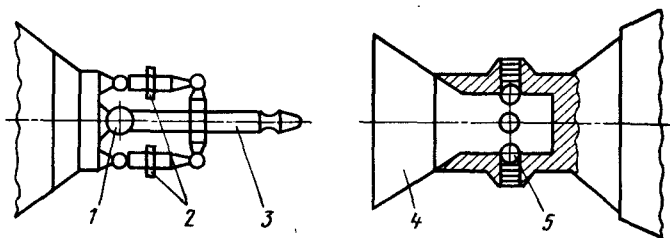


Рис. 5.7. Узлы стыковки блоков:

1 — шаровой шарнир; 2 — амортизатор; 3 — штырь; 4 — улавливающий конус; 5 — шариковый замок

Конструктивно стыковочный узел блоков (аппаратов) можно, например, представить в виде системы, использующей схему стыковки штырь-конус (рис. 5.7). Узлы стыковки на блоках соответственно состоят из упругодемпфирующих элементов (амортизаторов различного типа) и узлов захвата (улавливающий конус, шариковый замок и т. п.). Используются и другие варианты стыковочных узлов (андрогиенные с помощью манипуляторов, см. рис. 5.2 и т. д.).

5.7. СПУСКАЕМЫЕ АППАРАТЫ

5.7.1. Проблемы спуска КА в атмосферах планет

Вследствие своеобразной аэродинамики, динамики полета, управления, специфичности конструктивных решений СА образуют особый класс атмосферно-космических ЛА (рис. 5.8, 5.9). Характерными чертами СА являются широкий диапазон полетных скоростей в атмосфере (от гиперзвуковых до малых посадочных), необычайно высокие перегрузки и внешние тепловые потоки (см. рис. 5.1).

Первыми представителями СА были головные части дальних баллистических ракет. Основы теории и практики проектирования и конструирования СА были заложены в работах по созданию пилотируемых КА типа «Восток», «Восход», «Союз», а также автоматических аппаратов, осуществивших спуск на поверхность Земли, Марса, Венеры. Как и все КА, эти аппараты приспособлены к длительному пребыванию в вакууме, в условиях невесомости, и воздействию электромагнитных излучений, корпускулярных и метеорных потоков.

Минимальная задача СА — затормозить аппарат и не допустить его разрушения под действием высокоинтенсивных силовых и тепловых нагрузок в процессе спуска.

Эта задача может быть решена путем использования простейшей схемы баллистического спуска, когда аэродинамическое

рис. 5.8. Схема компоновки отсека экипажа СА КК «Союз»:

1 — размещение космонавтов; 2 — кресла космонавтов; 3 — оптический визир-ориентир; 4 — приборная доска; 5 — командно-сигнальное устройство; 6 — телекамера; 7 — люк-лаз; 8 — пульт управления радиостанциями; 9 — иллюминатор

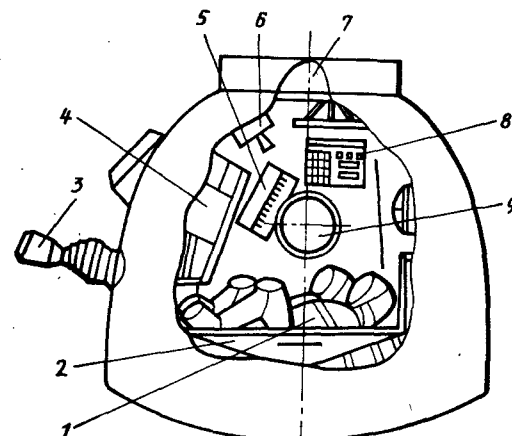
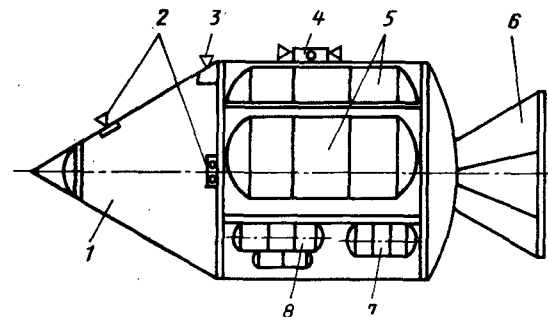


Рис. 5.9. Схема компоновки космического корабля «Аполлон» (основной блок):

1 — спускаемый аппарат (отсек экипажа); 2, 3 — двигатели СУ отсека экипажа; 4 — двигатель СУ КК; 5 — топливные баки модуля орбитального торможения и стыковки; 6 — сопло двигателя модуля; 7 — баки с водородом и кислородом; 8 — водородно-кислородные топливные элементы



качество $K = \frac{c_y}{c_x} = 0$. В этом случае задача сводится:

1) к расчету основных траекторных параметров: скорости входа $V_{вх}$; угла наклона вектора скорости к местному горизонту (см. рис. 1.14), которые при неизменной форме баллистического СА определяют траекторию движения в атмосфере, изменения перегрузки и тепловых потоков, воспринимаемых его поверхностью;

2) к нахождению баллистического коэффициента СА

$$\sigma_x = \frac{c_{x_a} S_m}{mg_0},$$

где m — масса СА; c_{x_a} — коэффициент лобового сопротивления СА; S_m — площадь мицеля.

Коэффициент σ_x характеризует не только массовые m , аэродинамические c_{x_a} и геометрические S_m параметры СА, но и траек-

торные. При определенном сочетании указанных параметров обеспечиваются захват КА атмосферой и конечные условия спуска (см. подразд. 5.1).

На рис. 5.10 приведены схемы СА баллистического спуска КА простейших форм без создания подъемной силы. СА сферической формы могут использоваться для посадки на Землю и Венеру. Для создания устойчивости при полете центр масс смещается вперед по отношению к центру давления (точке приложения аэродинамических сил) \approx на 5...10% от радиуса сферы. В этом случае оборудование размещается внутри КА таким образом, чтобы обеспечить заданную центровку. СА сегментально-конической формы имеет массу теплозащиты (при прочих равных условиях) несколько меньшую, чем СА предыдущей схемы, и может использоваться для посадки на Землю. У КА формы «затупленный конус» (типа СА «Марс») имеется хорошо выраженный аэродинамический тормоз. Полезный груз в этом СА располагается внутри носовой части тормозного конуса.

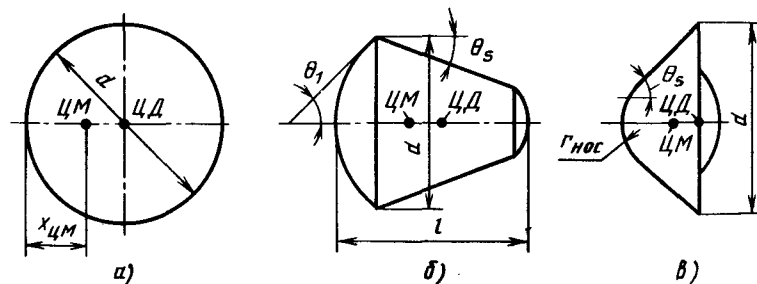


Рис. 5.10. Аэродинамические схемы СА баллистического спуска: а — сфера; б — фара (ЦМ — центр масс; ЦД — центр давления); в — затупленный конус

СА «скользящего» типа (рис. 5.11) обладают малым аэродинамическим качеством

$$(K = \frac{c_y}{c_x} = 0,1 \dots 0,6)$$

и обеспечивают аэродинамический управляемый спуск (уменьшается разброс места посадки, регулируются перегрузки и тепловые потоки, действующие на аппарат, расширяются параметры входа — коридор входа, увеличивается доля полезного груза СА). В этом случае к определенным параметрам добавляются оптимальное аэродинамическое качество K_{opt} и функция изменения качества в течение спуска $K=f(t)$. Наиболее целесообразной при больших удельных нагрузках на мидель ($\sigma_x \approx 0,00015 \text{ м}^2/\text{Н}$) является форма фары (см. рис. 5.11).

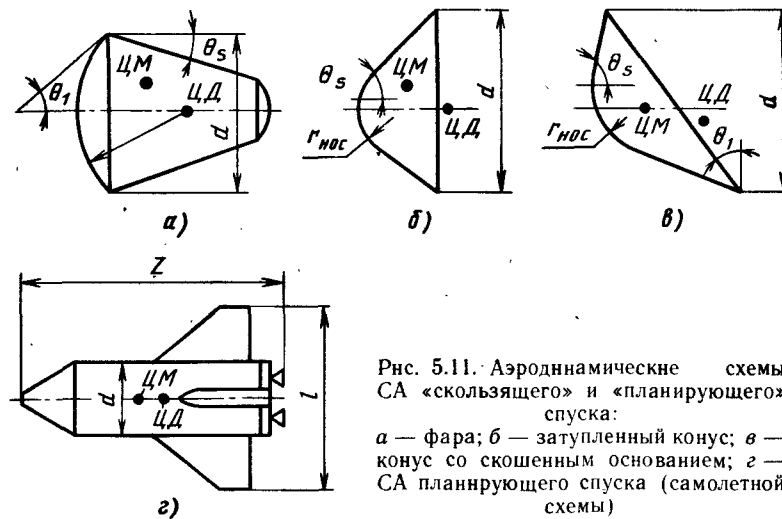


Рис. 5.11. Аэродинамические схемы СА «скользящего» и «планирующего» спуска: а — фара; б — затупленный конус; в — конус со скошенным основанием; г — СА планирующего спуска (самолетной схемы)

Ориентируемый в потоке под углом атаки $\alpha = 15 \dots 25^\circ$ КА такой формы может обеспечить аэродинамическое качество $K \approx 0,3 \dots 0,5$. В плоскости тангажа СА сбалансирован на маршевом угле атаки с помощью смещения центра масс «вверх» относительно продольной оси аппарата (весовая балансировка). Управление по другим каналам возможно с помощью струйных рулей. Аппарат типа затупленного конуса (см. рис. 5.11) имеет аэродинамическое качество $K \approx 0,25$, а СА с конусом со скошенным основанием — $K = 0,5$ [12].

Задачи баллистического спуска практически были решены при создании КА типа «Восток», «Марс», «Венера» и др., а «скользящего» — при создании СА «Союз», «Зонд», «Джемини», «Аполлон» и т. д. Особенностью решения проблемы их теплозащиты является применение частично уносимой обшивки и обычной нежаростойкой конструкции, определяющих одноразовое использование конструкции. На рис. 5.11, г представлена также схема СА планирующего спуска, отличающаяся от предыдущих схем малой удельной нагрузкой на поверхность и относительно умеренными внешними тепловыми потоками, действующими на него (аэродинамическое качество таких СА $K = 1 \dots 2$). На рис. 3.15 представлена схема многоразового аппарата «Спейс шаттл», а на рис. 3.17 — многоразового аппарата «Буран» (в составе транспортной космической системы «Энергия — Буран»).

В задачах баллистического проектирования СА широко используется понятие «коридор входа». Коридор входа СА определяет область допустимых параметров движения КА при его спуске.

Если рассматривать в качестве параметра угол входа (см.

подразд. 1.7), то верхней границе коридора соответствует такой минимальный угол, при котором возможен захват аппарата атмосферой, а нижней границе — угол, при котором реализуются максимально допустимые перегрузки. Высота входа ($H_{\text{вх}} = R_{\text{вх}} - R_{\text{пл}}$), на которой аэродинамические силы становятся значительными для различных планет, принимается равной: для Земли $H_{\text{вх}} \approx 100 \dots 105$ км при $V_{\text{вх}} \approx 760 \dots 11200$ м/с, для Венеры $H_{\text{вх}} \approx 110$ км при $V_{\text{вх}} \approx 11000$ м/с, для Марса $H_{\text{вх}} \approx 80 \dots 85$ км при $V_{\text{вх}} \approx 3500 \dots 5500$ м/с.

Атмосферный участок спуска СА является определяющим при выборе его основных проектных параметров и выборе характеристик системы теплозащиты. Спуск на этом участке характерен интенсивным аэродинамическим торможением, большими тепловыми потоками.

Аппараты баллистического спуска. Основные этапы спуска

Рассмотрим основные уравнения и зависимости при баллистическом спуске аппарата

$$\left(K = \frac{c_y}{c_x} = 0 \right).$$

Если принять следующие допущения: атмосфера планеты не вращается и изотермическая, плотность ее по высоте меняется согласно экспоненциальному закону; проекция ускорения силы тяжести на касательную к траектории спуска незначительна по сравнению с ускорением от силы лобового сопротивления, то система уравнений может быть представлена в следующем упрощенном виде [12]:

$$\begin{aligned} \frac{dV}{dt} &= \sigma_x \frac{V^2}{2} g_0; \\ \frac{dH}{dt} &= V \sin \theta. \end{aligned} \quad (5.6)$$

Следует отметить, что при изотермической атмосфере система может быть дополнена функцией изменения плотности

$$\rho = \rho_0 e^{-\beta H}, \quad (5.7)$$

где для Земли $\beta = 1/7170$ 1/м; $\rho_0 = 0,1226$ кг/м³.

Кроме того, после входа баллистических СА в атмосферу с относительно большими углами (Земля и Венера: $\theta \geq 5^\circ$, Марс: $\theta > 20^\circ$) на продолжительном участке, где реализуются максимальные тепловые потоки и перегрузки, практически осуществляется прямолинейный полет СА: $\theta = 0$ ($\theta = \text{const}$).

Используя уравнения (5.1), (5.2) и условия $\theta = \text{const}$, можем получить, что

$$\frac{dV}{V} = - \frac{\sigma_x}{2} g_0 \frac{\rho_0 e^{-\beta H}}{\sin \theta} dH. \quad (5.8)$$

Интегрируя это уравнение, находим

$$V = V_{\text{вх}} e^{\left[\frac{\sigma_x g_0}{2 \beta \sin \theta_{\text{вх}}} \cdot (\rho - \rho_{\text{вх}}) \right]}, \quad (5.9)$$

где $\rho_{\text{вх}} = \rho_0 e^{-\beta H_{\text{вх}}}$ — плотность атмосферы на высоте $H_{\text{вх}}$ входа КА в атмосферу планеты.

Выражение для перегрузки при баллистическом спуске СА можно найти из соотношения

$$n_x = \sigma_x \frac{V^2}{2}. \quad (5.10)$$

Здесь и в дальнейшем будем иметь в виду модуль продольной перегрузки, которая в процессе спуска СА в атмосфере является отрицательной величиной. Максимальная перегрузка $n_{x \text{ max}}$ достигается при максимуме скоростного напора. Приведем уравнение (5.4) к виду

$$V^2 = V_{\text{вх}}^2 e^{\left[\frac{\sigma_x g_0}{\beta \sin \theta_{\text{вх}}} (\rho - \rho_{\text{вх}}) \right]}. \quad (5.11)$$

Продифференцировав (5.6), найдем, что

$$\rho = - \frac{\beta \sin \theta_{\text{вх}}}{\sigma_x g_0}.$$

Подставив (5.7) в (5.4), получим выражение для скорости в момент $n_{x \text{ max}}$:

$$V_{x \text{ max}} = V_{\text{вх}} e^{- \left[0,5 + \frac{\sigma_x g_0 \rho_{\text{вх}}}{2 \beta \sin \theta_{\text{вх}}} \right]}. \quad (5.12)$$

Из выражений (5.5), (5.7) и (5.8) имеем

$$n_{x \text{ max}} = - \beta \frac{\sin \theta_{\text{вх}}}{2g} V_{\text{вх}}^2 e^{- \left[1 + \frac{\sigma_x g_0 \rho_{\text{вх}}}{\sin \theta_{\text{вх}}} \right]}. \quad (5.13)$$

Поскольку $\beta_{\text{вх}} \ll \rho_{n_{x \text{ max}}}$, то выражения для скоростей и n_x будут

$$\begin{aligned} V &= V_{\text{вх}} e^{\frac{\sigma_x g_0 \rho}{2 \beta \sin \theta_{\text{вх}}}}; \\ V_{n_{x \text{ max}}} &= V_{\text{вх}} e^{-0,5} \approx 0,61 V_{\text{вх}}; \\ n_{x \text{ max}} &= - \frac{\beta \sin \theta_{\text{вх}}}{2ge} T_{\text{вх}}; \\ \rho_{n_{x \text{ max}}} &= - \frac{\beta \sin \theta_{\text{вх}}}{\sigma_x g_0}. \end{aligned} \quad (5.14)$$

Следует отметить, что $n_{x \max}$ не зависит от геометрии и массовых характеристик СА, т. е. не зависит от σ_x . Для аппаратов с меньшим σ_x (заостренная форма СА, большая удельная нагрузка на мидель) $n_{x \max}$ реализуется в более плотных слоях атмосферы.

Аналогично предыдущему можно получить зависимости параметров спуска СА с учетом максимального среднего теплового потока q_{\max} , действующего на аппарат:

$$\begin{aligned} q_{\max} &= -\frac{\beta \sin \theta_{\text{вх}}}{3\sigma_x g_0}; \\ V_{q \max} &= V_{\text{вх}} e^{1/6} \approx 0,85 V_{\text{вх}}; \\ q_{\max} &\approx \frac{\beta \sin \theta_{\text{вх}}}{\sigma_x} V_{\text{вх}}. \end{aligned} \quad (5.15)$$

Очевидно, что q_{\max} воздействует на СА раньше, чем максимальная перегрузка. В общем случае суммарный воспринимаемый СА тепловой поток есть функция

$$Q_{\Sigma} = f\left(\frac{V_{\text{вх}}^2}{\sigma_x}, S; e^{-\frac{\sigma_x g_0}{\beta \sin \theta_{\text{вх}}}} \dots\right). \quad (5.16)$$

Из последней зависимости (5.11) и выражения для функции (5.12) видно, что при $\sigma_x = \text{const}$ значение максимальной перегрузки будет зависеть от параметров входа СА ($V_{\text{вх}}$, $\theta_{\text{вх}}$) и параметров атмосферы.

Все приведенные выше соотношения применимы при достаточно больших углах входа: $\theta_{\text{вх}} \gg 5^\circ$ при входе с первой космической скоростью и $\theta_{\text{вх}} \gg 9 \dots 10^\circ$ при входе со второй космической скоростью.

Для получения приближенных соотношений при достаточно малых (но не равных нулю) углах входа при принятых выше допущениях могут быть использованы некоторые соотношения, приведенные в [12], которые после преобразования можно свести к следующему выражению:

$$n_{x \max} = \frac{1}{2\theta_{\text{вх}}} \left[1 + \sqrt{1 + (\beta R_{\text{пл}} \theta_{\text{вх}}^2)^2} \right] e^{-\left[1 - \beta R_{\text{пл}} \theta_{\text{вх}}^2 + \sqrt{1 + (\beta R_{\text{пл}} \theta_{\text{вх}}^2)^2} \right]} \quad (5.17)$$

При баллистическом спуске СА с экипажем следует обращать внимание не только на величину перегрузки, но и на время ее действия.

Вход аппарата в атмосферу со второй или третьей космической скоростью накладывает ряд дополнительных требований

на выбор конструкции СА, траектории и управления. В этом случае значительно более сложной становится задача выбора систем теплозащиты СА, так как наряду с конвективными тепловыми потоками существенно возрастают радиационные потоки, что приводит к значительному увеличению массы теплозащиты и при определенных условиях к ухудшению ряда параметров спуска аппарата. При баллистическом спуске СА со второй и третьей космической скоростью возможны прямой спуск в пределах коридора входа и спуск с отражениями (рикошетирующий). В последнем случае на СА накладываются достаточно жесткие условия на рикошетирующее, которые в основном определяют минимально допустимый угол входа [12].

Реализуемая при этом траектория и траектория $n_{x \max}$ определяют коридор входа в атмосферу, обеспечивающий успешную посадку СА.

Для предпосадочного торможения СА в атмосфере планеты могут использоваться парашютные системы, тормозные двигательные установки или специальные (аэродинамические) средства торможения. Парашютные системы приведены на рис. 5.12, 5.13. Обычно используются двух- и трехкаскадные парашютные системы. Эти системы в основном характеризуются параметрами торможения каскадов (баллистическими коэффициентами парашютов). Приближенное выражение (1.58), определяющее функциональную связь между отдельными параметрами введения парашютной системы и баллистическим коэффициентом, приведено в подразд. 1.7.

Тормозные двигательные установки используются в качестве средств торможения СА, реализующих спуск на планеты без атмосферы, а также для обеспечения мягкой посадки на планеты с атмосферой. Уравнение движения СА с включенной ТДУ без учета лобового сопротивления атмосферы (1.59) приведено в подразд. 1.7.

Заключительный этап полета СА — этап посадки, включающий момент его контакта с грунтом, скольжение и, наконец, полное успокоение аппарата на поверхности планеты в положении, которое должно быть исходным для последующего функционирования.

Посадочные системы как один из элементов средств посадки должны обеспечивать на заключительном этапе максимальную надежность приземления («мягкую» посадку) и безопасность доставки экипажа (научного оборудования) на планету. При посадке стараются обеспечить величины перегрузок, не превышающие траекторные. Бортовые системы управления и торможения СА, использующие высотомеры и регулируемые ТДУ, должны обеспечить контакт аппарата с поверхностью планеты при относительно небольших скоростях сближения $\approx 1 \dots 10$ м/с [12]. Кроме того, в составе СА необходимо предусмотреть специаль-

ные амортизирующие (энергопоглощающие) устройства, например, деформирующиеся толстостенные оболочки пористого пластика; баллоны — амортизаторы; устройства лепесткового типа и в виде стержневых опор; ферменные конструкции; шасси вертолетного или самолетного типа; тонкостенные оболочки и т. д.

Планирующий и скользящий спуски СА

Основными недостатками аппаратов баллистического спуска являются большие (в процессе спуска) перегрузки ($n_x \geq 6 \dots 8$), резко возрастающие при увеличении углов входа СА в атмосферу планет (см. рис. 5.11), а также значительные отклонения от заданного места посадки. Применение СА с аэродинамическим качеством $K > 0$ позволяет снять многие из этих ограничений и существенно расширить диапазон их возможного использования. Наличие даже небольшой подъемной силы позволяет значительно снизить величины перегрузок ($\approx 3 \dots 5$) в процессе спуска, а управление подъемной силой дает возможность расширить допустимый коридор входа. Согласно [12] для малых углов входа выражение для $n_{\Sigma \max}$ (при $q_{\text{вх}} = 0$) можем представить в виде, где для $K \geq 2$ $|Q_{\text{вх}}|$ с увеличением качества K $n_{\Sigma \max}$ уменьшается. Для больших углов входа

$$n_{\Sigma \max} = \frac{\beta V_{\text{вх}}^2 K \cos \theta_{\text{вх}} \sqrt{1+K^2}}{g(K^2+4)} \sqrt{K^2 4 \sin^2 \theta_{\text{вх}} e^{-\left[\arcsin \frac{2 \cos \theta_{\text{вх}}}{\sqrt{4+K^2}} + \arctg \frac{2}{K} - \theta_{\text{вх}} \right]}}.$$

Обычно при $\theta_{\text{вх}} \geq 20^\circ$ увеличение качества приводит к увеличению $n_{\Sigma \max}$ за счет вертикальной составляющей. При меньших углах перегрузка уменьшается. Максимальные перегрузки в основном зависят от K ; $V_{\text{вх}}$; $\theta_{\text{вх}}$ и β и не зависят от σ_x .

Параметры q_0 и β можно рассматривать как коэффициенты аппроксимации, варьируя которыми, можно найти нужное приближение $q(H)$, соответствующее стандартной атмосфере. Хорошие результаты для высот $H = 0 \dots 120$ км дают следующие параметры: $q_0 = 1,393 \text{ кг/м}^3$, $\beta = 0,000139 \text{ 1/м}$.

Значение теплового потока в критической точке СА при малых начальных углах входа можно получить согласно [12]:

$$q_{\text{кр}} = A_1 V_{\text{вх}}^3 \sqrt{q_{\text{вх}} + \frac{\beta}{\sigma_x g_0} (\theta^2 - \theta_{\text{вх}}^2) e^{-\frac{3\theta_{\text{вх}}}{K}}}.$$

При спуске по рикошетирующей траектории, считая $q_{\text{вх}} = 0$, определяем $q_{\text{кр max}}$ из зависимости

$$q_{\text{кр max}} = A_1 V_{\text{вх}}^3 |\theta_{\text{вх}}| \sqrt{\frac{\beta}{\sigma_x K g_0}} e^{-\frac{3\theta_{\text{вх}}}{K}},$$

где A_1 — некоторый коэффициент, аппроксимирующий величину теплового потока $\left(A_1 \approx \frac{e \sigma T_w^4}{V^3 q^{0.15}} \right)$.

Используются также траектории равновесного планирования ($K = \text{var}$). Подобные траектории обеспечивают длительный спуск СА с относительно малыми силовыми и тепловыми нагрузками и характеризуются малыми и мало меняющимися углами спуска. В этом случае управление качеством СА есть функция вида

$$K = f\left(\theta; \frac{1}{\sigma_x}; \frac{1}{q}; \frac{1}{V^2}\right).$$

5.7.2. Системы теплозащиты

Системы теплозащиты, как правило, делятся на две основные группы, учитывающие их основные свойства и принципы работы: пассивные и активные [12; 13].

Пассивные системы теплозащиты характеризуются способностью используемых материалов максимально отводить (поглощать) тепло от нагретых поверхностей. К ним в первую очередь относятся:

1) теплоаккумулирующие системы, обеспечивающие максимально возможное поглощение массой материала теплозащиты теплового потока, подводимого к СА:

$$Q = m \int_{T_0}^{T_{\text{пл}}} C_p dt = C_p m (T_{\text{пл}} - T_0),$$

где m — масса вещества теплозащиты; C_p — теплоемкость; T_0 , $T_{\text{пл}}$ — температуры начальная и фазового превращения (плавления).

Уравнение прогрева в этом случае

$$\frac{\partial T}{\partial F_0} = \frac{\partial^2 T}{\partial x^2},$$

где $F_0 = at/\delta_w^2$ — критерий Фурье; $a = \frac{\lambda}{C_p q}$ — температуропроводность; λ — теплопроводность; $\bar{x} = \frac{x}{\delta_w}$ — безразмерная координата толщины теплозащиты (δ_w);

2) системы на основе теплоизолирующих материалов — «холодные» конструкции, характеризующиеся малой теплопроводностью материала и относительно высокой температурой плавления;

3) системы, использующие радиационное охлаждение экранов, т. е. способность нагретой поверхности излучать теплоту. Максимальный тепловой поток, снимаемый с поверхности в этом

случае, ограничен величиной

$$q_p \leq \varepsilon \sigma T_{\text{разр}}^4$$

где $T_{\text{разр}}$ — температура разрушения материала (вольфрама, молибдена и т. д.), используемого для экрана;

4) системы на основе жаропрочных материалов — «горячие» конструкции. Режим работы таких систем, использующих радиационное охлаждение или горячую конструкцию, можно представить следующим уравнением (для малых чисел Био — $B_i = \frac{\alpha \delta_w}{\lambda}$):

$$\frac{\alpha}{C_p} (I_e - I_w) + \varepsilon \sigma T_e^4 - \varepsilon \sigma T_w^4 = C_p \rho_w \delta_w \frac{\partial T^2}{\partial t},$$

где I_e , I_w — энтальпии торможения и стенки соответственно; α/C_p — коэффициент теплообмена; ε_e , ε_w — степени черноты газа и стенки; T_e , T_w — температуры пограничного слоя и стенки соответственно.

Здесь применяются следующие материалы: алюминиевые и магниевые сплавы, титан, стали, ниобий и др.

Активные системы теплозащиты используют искусственное уменьшение внешних тепловых потоков, действующих на СА. К ним относятся:

1) конвективная теплозащита, обеспечивающая отвод внешнего теплового потока с помощью жидкого или газообразного теплоносителя (охладителя). Последний отбирает теплоту от горячей стенки (охлаждающего тракта), рассеивает в окружающую среду или передает другому теплоносителю. Уравнение теплового баланса для такой теплозащиты запишем в следующем виде:

$$\frac{\alpha}{C_p} (I_e - I_w) + \varepsilon \sigma T_e^4 = \alpha_{\text{вн}} (T_w - T_{\text{ж}}),$$

где $\alpha_{\text{вн}}$ — коэффициент внутреннего теплообмена; $T_{\text{ж}}$ — температура жидкого теплоносителя (вода, водород, спирт, литий, натрий и др.);

2) системы теплозащиты, использующие массообменный принцип охлаждения (пористое, пленочное, заградительное). Пористое охлаждение, например, основывается на том, что через пористую стенку пропускается в пограничный слой (навстречу внешнему тепловому потоку) охладитель (жидкость, газ). Проходя через поры, он отбирает теплоту у стенки и, выйдя на поверхность, снижает интенсивность теплообмена между горячим газом и стенкой, т. е.

$$\varphi_{\text{в}} \left(\frac{\alpha}{C_p} \right) (I_e - I_w) = \dot{m}_0 \Delta I_{\text{охл}}$$

\dot{m}_0 — массовый расход вдуваемого охладителя; $\varphi_{\text{в}}$ — коэффициент, учитывающий влияние вдува охладителя на внешний теплообмен ($1 \geq \varphi_{\text{в}} \geq 0$); $\Delta I_{\text{охл}}$ — приращение энтальпии охладителя;

3) системы теплозащиты с разрушением (уносом) материала, использующие частично уносимые и теплоизолирующие материалы.

В этом случае используются эффекты фазовых физико-химических превращений (плавление, испарение или сублимация).

Основные массовые соотношения СА

Относительная конечная масса СА

$$\mu_k = \frac{m_k}{m_0} = \mu_{\text{п.г}} + \mu_{\text{т.з}} + \mu_{\text{констр}} + \mu_{\text{су}} + \mu_{\text{сэп}} + \mu'_{\text{сп}} + \gamma'_{\text{д.уп}} + \mu_{\text{сож}},$$

где $\mu_{\text{п.г}} = \frac{m_{\text{п.г}}}{m_0}$ — относительная масса полезного груза $m_{\text{п.г}}$, включающая экипаж (для пилотируемых СА), научное оборудование, аппаратуру и т. д., доставляемые (возвращаемые) на планету; m_0 — начальная масса СА; $\mu_{\text{т.з}} = m_{\text{т.з}}/m_0$ — относительная масса системы теплозащиты $m_{\text{т.з}}$; $\mu_{\text{констр}} = m_{\text{констр}}/m_0$ — относительная масса конструкции СА, включающая и топливные отсеки; $\mu_{\text{су}} = m_{\text{су}}/m_0$ — относительная масса системы управления спуском СА; $\mu_{\text{сэп}} = m_{\text{сэп}}/m_0$ — относительная масса системы энергопитания $m_{\text{сэп}}$; $\mu'_{\text{сп}} = m'_{\text{сп}}/m_0$ — относительная масса системы посадки (приземления) СА на планету;

$$m'_{\text{сп}} = m_{\text{сп}} - \Delta m_{\text{сп}}$$

где $m_{\text{сп}}$ — масса всех средств посадки, обеспечивающих этапы спуска, посадки и мягкого приземления СА на планету; $\Delta m_{\text{сп}}$ — масса средств посадки, отделяемых на участке спуска (параютно-реактивная система, ТДУ и т. д.); $\gamma'_{\text{д.уп}}$ — удельная масса ДУ (кроме отделяемой на участке спуска ЛА); $\mu_{\text{сож}} = m_{\text{сож}}/m_0$ — относительная масса систем жизнеобеспечения и спасения экипажа для автоматических аппаратов, к ней относятся элементы, обеспечивающие нормальное функционирование всех систем (например, СОТР, противорадиационная и противометеоритная защиты и т. д.).

На рис. 5.12, 5.13 приведены конструктивно-компоновочные схемы автоматических СА для спуска на Венеру и Марс соответственно.

Некоторые основные системы, агрегаты, оборудование и средства посадки показаны на рис. 5.14 и 5.15.

При определении массы теплозащиты СА можем исполь-

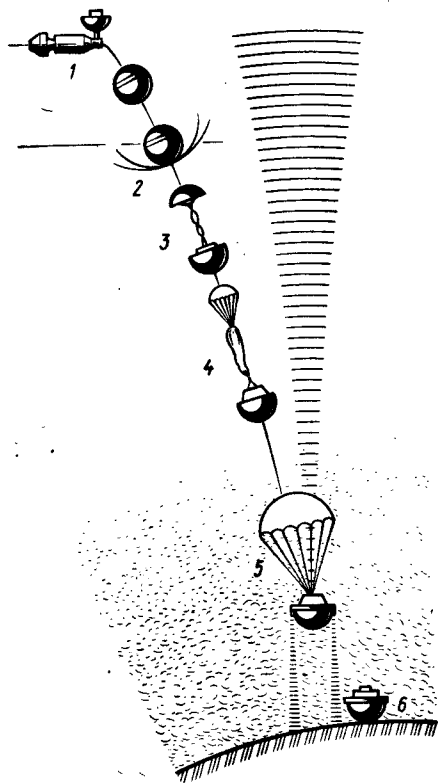


Рис. 5.12. Схема спуска СА станции «Венера» на планету Венера: 1 — отделение СА; 2 — торможение СА в атмосфере; 3 — раскрытие тормозного парашюта; 4 — раскрытие основного парашюта (начало передачи информации с борта СА на Землю); 5 — начало работы радиовысотомера; 6 — посадка

Рис. 5.13. Схема спуска и посадки СА станции «Марс» на планету Марс: 1 — отделение СА; 2 — запуск ТДУ; 3 — аэродинамическое торможение; 4 — спуск полезного груза СА на парашюте; 5 — отстрел парашюта; 6 — СА в рабочем положении на поверхности Марса; 7 — условная граница атмосферы Марса

звать следующие приближенные соотношения [12]:

$$m_{тз} = m_{тз, пр} + m_{тз, ун}$$

где $m_{тз, пр}$ $m_{тз, ун}$ — массы теплозащитных слоев прогреваемой и уносимой частей теплозащиты:

$$m_{тз, пр} = \frac{Q}{C_p(T_{пл} - T_0)}$$

где Q — тепловой поток, идущий к теплозащите; C_p — теплопроводность материала теплозащиты; T_0 , $T_{пл}$ — температуры начала

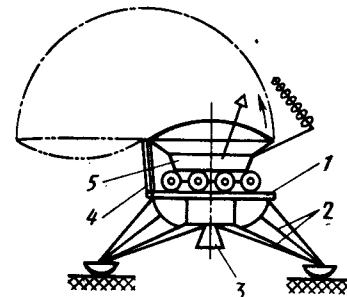
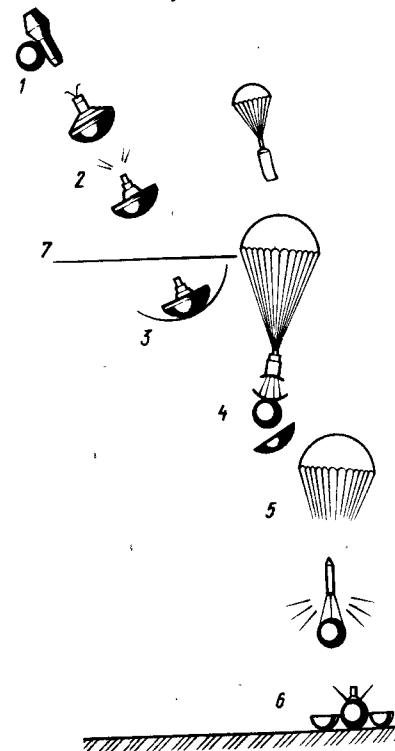


Рис. 5.14. Компонентная схема СА автоматической станции «Луна-17»: 1 — СА; 2 — посадочные устройства; 3 — ТДУ; 4 — трап для спуска лунохода на поверхность Луны; 5 — полезный груз СА — «Луноход-1»

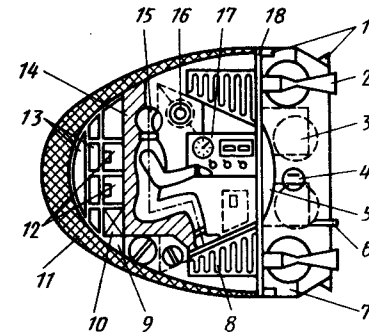


Рис. 5.15. Конструктивно-компонентная схема пилотируемого СА: 1 — сопла СУ; 2 — тормозные двигатели (ТДУ); 3 — топливные баки ТДУ и СУ; 4 — инфракрасный датчик горизонта; 5 — люк; 6 — антенно-фидерное устройство; 7 — модуль ДУ (орбитального торможения); 8 — система посадки (парашютная); 9 — программно-временное устройство; 10 — оборудование системы связи; 11 — лобовой теплозащитный экран; 12 — СЭП (аккумуляторы); 13 — амортизационная система; 14 — кресло; 15 — полуавтономный скафандр; 16 — иллюминатор; 17 — пульт управления; 18 — кормовой теплозащитный экран

ная и фазового превращения (плавления) материала;

$$m_{тз, ун} = \frac{q - \epsilon \sigma T_w^4}{I_{эф} g_0}$$

где q — удельный тепловой поток; ϵ — степень черноты; σ — постоянная Стефана-Больцмана; $I_{эф}$ — эффективная энтальпия уноса (разрушения); T_w — температура стенки.

Толщина уносимого слоя теплозащиты

$$\delta_{w, ун} = \int_{t_0}^{t_k} \frac{\dot{m}_{тз}}{\rho} dt,$$

$\dot{m}_{тз} = m_{тз, ун} / \Delta t$ — унос массы теплозащиты за время $\Delta t = t_k - t_0$, ρ — плотность материала уносимого слоя теплозащиты.

5.8. НЕКОТОРЫЕ ОСОБЕННОСТИ ВЫБОРА ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ ТКС

5.8.1. Состав и назначение ракетных блоков ТКС и их основные параметры

ТКС в своем составе имеют разгонно-тормозные и корректирующие или стыковочные ракетные блоки. Каждый из этих блоков может включать в себя ДУ, топливный отсек и некоторые вспомогательные агрегаты. В соответствии с целевой задачей, стоящей перед КА, проводится анализ и выбор основ-

ных параметров РБ, решающих эту задачу.

Разгонно-тормозные РБ служат для обеспечения необходимого приращения скорости КА. Они обычно используются для перехода аппарата с одной орбиты на другую, для проведения взлетно-посадочной операции у планеты и т. д. Основные параметры РБ: характеристическая скорость $V_{хар}$; число ступеней i ; программа изменения угла наклона вектора скорости к местному горизонту $\theta(t)$; массовые характеристики $(\mu_{к.б.}, a_{то.б.}, \gamma_{д.у.})$, а также параметры ДУ

$$\left(P_{уд.б.}, P_{\Sigma} = \int_0^{t_i} P dt \right);$$

n_{0i} — начальная тяговооруженность (перегрузка), приращение скорости по ступеням ΔV_i .

Корректирующие или стыковочные РБ, как правило, одноступенчатые, отличаются малой характеристической скоростью ($\Delta V_{хар} = 50 \dots 150$ м/с). Для них обычно необходимо определить: число коррекций, время коррекций, характеристическую скорость $\Delta V_{хар i}$ и направление векторов тяги при включении КДУ.

5.8.2. Определение параметров ТКС для межорбитальных перелетов

КА, предназначенные для межорбитальных перелетов, имеют в своем составе разгонные ракетные блоки, обеспечивающие аппарату заданное приращение скорости. Обычно подобный блок служит для перехода КА с низкой круговой орбиты искусственного спутника планеты на более высокую или межпланетную орбиту.

Разгонно-тормозные блоки этих КА могут использоваться и для проведения взлетно-посадочных операций у планет, осуществления перехода с высокой орбиты на более низкую и т. д.

Рассмотрим в первом приближении задачу определения основных проектных параметров РБ при некоторой заданной характеристической скорости, используемой для обеспечения перехода аппарата с одной орбиты на другую. Принимаем, что математическая модель разгонного блока включает массовую и динамическую части.

Используя выражения, приведенные в [13], запишем для некоторого i -го разгонного блока следующее массовое соотношение:

$$\mu_{к i} = \alpha_i + \mu_{п.г i} (1 - \alpha_i + \beta_i n_{0i}), \quad (5.18)$$

где $\alpha_i = \frac{a_{т.о i} + \mu_{п.г.}}{1 + a_{т.о i}}$; $\beta_i = \frac{\gamma_{д.у.}}{1 + a_{т.о i}}$; $\mu_{п.г i} = \frac{m_{0i+1}}{m_{0i}}$; $a_{т.о i} = \frac{m_{т.о i}}{m_{т i}}$ — отно-

сительная масса топливного отсека $m_{т.о i}$; $m_{т i}$ — масса топлива i -го РБ; $\mu_{п.г i} = \frac{m_{п.г i}}{m_{0i}}$ — относительная масса прочей конструкции РБ (проходники, приборные отсеки и т. д.); $i = 1, 2, \dots, N$ — число ступеней (блоков) ТКС; $\gamma_{д.у i} = \frac{m_{д.у.}}{P_{у.д i}}$ — удельная масса двигательной установки; $P_{у.д i} = \frac{P_{д.у i}}{\dot{m} g_0}$ — удельная тяга ДУ (\dot{m} — расход топлива); $\mu_{п.г}$ — относительная масса полезного груза (отношение массы последующей ступени к предыдущей ступени блока).

Так как характеристическую скорость i -го блока можно записать в виде

$$\bar{V}_{к i} = -\ln \mu_{к i}$$

то относительная масса РБ для заданной $\bar{V}_{к i} = \frac{V_{к i}}{P_{у.д i} g_0}$ будет

$$\mu_{к i} = \exp(-\bar{V}_{к i}). \quad (5.19)$$

Подставив в это уравнение зависимости для α_i , β_i , $\mu_{п.г i}$, получим

$$\mu_{п.г i} (1 - \alpha_i) + \alpha_i + \beta_i n_{0i} = \exp(-\bar{V}_{к i})$$

или

$$\mu_{п.г i} = \left\{ [\exp(-\bar{V}_{к i})] - \alpha_i - \beta_i n_{0i} \right\} \frac{1}{1 - \alpha_i}. \quad (5.20)$$

Так как $\mu_{п.г} = \prod_{i=1}^N \mu_{п.г i}$ то

$$\mu_{п.г} = \prod_{i=1}^N \left\{ [\exp(-\bar{V}_{к i})] - \alpha_i - \beta_i n_{0i} \right\} \frac{1}{1 - \alpha_i} = \left\{ [\exp(-\bar{V}_{\Sigma})] - \prod_{i=1}^N (\alpha_i + \beta_i n_{0i}) \right\} \frac{1}{1 - \alpha_i}, \quad (5.21)$$

где $\bar{V}_{\Sigma} = \frac{V_{\Sigma}}{P_{у.д N} g_0} = -\ln \mu_{\Sigma}$; $\mu_{\Sigma} = \prod_{i=1}^N \mu_{к i}$; $\lambda_i = \frac{P_{у.д i}}{P_{у.д N}}$.

Соответственно при заданной массе полезного груза ТКС можем найти ее начальную массу

$$m_0 = \frac{m_{пн}}{\mu_{пн}}. \quad (5.22)$$

Проводя дальнейший анализ параметров ТКС, можно в общем случае решить задачу об оптимальном распределении по разгонным блокам системы или задачу, когда на всех блоках скорости одинаковы.

Для многоступенчатой ТКС можно представить выражение (5.22) в следующем виде:

$$M = \ln \mu_{n,r} = \sum_{i=1}^N \ln [\exp(-\bar{V}_{\kappa_i}) - \alpha_i - \beta n_{0i}] + \sum_{i=1}^N \ln(\alpha_i - 1). \quad (5.23)$$

Тогда задача об оптимальном приращении \bar{V}_{κ_i} по ступеням КА с

$\bar{V}_{\Sigma} = \sum_{i=1}^N \bar{V}_{\kappa_i}$ может быть сведена к отысканию безусловного экстремума функции

$$H = M + \lambda \left(\bar{V}_{\Sigma} - \sum_{i=1}^N V_{\kappa_i} \right), \quad (5.24)$$

где λ — коэффициент Лагранжа.

Решение можно представить в виде следующей системы:

$$\begin{aligned} \frac{\partial H}{\partial \bar{V}_{\kappa_i}} &= 0; \\ \bar{V}_{\Sigma} &= \sum_{i=1}^N \bar{V}_{\kappa_i} \end{aligned} \quad (5.25)$$

где $i=1, 2, \dots, N$.

После преобразования и исключения коэффициентов Лагранжа получим

$$\frac{\exp(-\bar{V}_{\kappa_i})}{P_{y_{i+1}} g_0 [\exp(-\bar{V}_{\kappa_i}) - \alpha_i - \beta n_{0i}]} = \frac{\exp(-\bar{V}_{\kappa_{i+1}})}{P_{y_{i+1}} g_0 [\exp(-\bar{V}_{\kappa_{i+1}}) - \alpha_{i+1} - \beta_{i+1} n_{0i+1}]}$$

Примем, что РБ конструктивно подобны и $\bar{V}_{\kappa_i} = \frac{\bar{V}_{\Sigma}}{N}$, тогда имеют место следующие соотношения:

$$\begin{aligned} \beta_i &= \beta_{i+1} = \dots = \beta_N = \beta; \\ \alpha_i &= \alpha_{i+1} = \dots = \alpha_N = \alpha; \\ n_i &= n_{i+1} = \dots = n_N = n; \\ P_{y_{i+1}} &= P_{y_{i+1}} = \dots = P_{y_N} = P_{y_N} \end{aligned}$$

и

$$\ln \mu_{n,r} = N \{ \ln [\exp(-\bar{V}_{\Sigma/N}) - \alpha - \beta] + \ln(\alpha - 1) \}.$$

* Ниже будет рассмотрен второй вариант, когда $\bar{V}_{\kappa_i} = \text{const}$ ($i=1, 2, \dots, N$)

Оптимальное число разгонных блоков (ступеней) с учетом принятых выше допущений может быть определено из следующего соотношения:

$$\frac{\partial \ln \mu_{n,r}}{\partial N} = 0 \quad (5.26)$$

или из уравнения

$$\ln \left[\exp\left(-\frac{\bar{V}_{\Sigma}}{N}\right) - \alpha - \beta \right] + \ln(\alpha - 1) + \frac{V_{\Sigma} \exp\left(-\frac{\bar{V}_{\Sigma}}{N}\right)}{N \left[\exp\left(-\frac{\bar{V}_{\Sigma}}{N}\right) - \alpha - \beta \right]} = 0, \quad (5.27)$$

которое может быть, например, решено графически.

5.8.3. Основные массовые, объемные и энергетические характеристики ТКС

В результате выбора проектных параметров ТКС можно получить абсолютные значения масс разгонных блоков (РБ) и ступеней $m_{0\sigma}$ компонентов топлива и суммарных тяг двигателей.

Полученная информация позволяет определить объемы топливных баков и приборных отсеков, а также размеры ДУ.

Масса топлива, заправляемого в баки РБ ($m_{\tau}(\text{запр})$), складывается из рабочего запаса топлива m_{τ} и некоторого количества неиспользуемого запаса топлива Δm_{τ} (достартовый расход, заливка двигателей и трубопроводов, остатки незабора и гарантийный запас и т. д.), т. е.

$$m_{\tau}(\text{запр}) = m_{\tau} + \Delta m_{\tau}$$

где Δm_{τ} в первом приближении можно определить, например, с помощью следующей эмпирической зависимости, полученной на основании обработки статистики [13]:

$$\Delta m_{\tau} = \alpha_1 m_{\tau},$$

где $\alpha_1 = 0,014 [1 + 0,5 \exp(0,075 m_{\tau})]$.

Рабочий запас топлива может определяться в первом приближении через характеристическую скорость $V_{\text{хар}}$ (разгона, торможения и коррекции разгонно-тормозных и: корректирующих блоков РБ) при некоторых определенных значениях удельного импульса тяги:

$$m_{\tau} = m_0 \left[1 - \exp\left(-\frac{V_{\text{хар}}}{g_0 P_{y_{\text{д.ср}}}}\right) \right],$$

m_0 — начальная масса ТКС.

Средний удельный импульс $P_{уд.ср}$ должен учитывать тягу не только основных (маршевых) двигателей P_0 , но и тягу всех управляющих двигателей P_i с учетом их установки (α_i — угол установки):

$$P_{уд.ср} = \frac{P_0 + \sum_{i=1}^N P_i \cos \alpha_i}{m g_0},$$

где \dot{m} — суммарный расход топлива.

В этом случае минимально потребные объемы баков окислителя и горючего будут:

для окислителя
$$V_{\delta ок}^{min} = \frac{m_{ок}}{\rho_{ок}},$$

для горючего
$$V_{\delta г}^{min} = \frac{m_{г}}{\rho_{г}},$$

где $m_{ок}$, $m_{г}$ — массы окислителя и горючего соответственно; $\rho_{ок}$, $\rho_{г}$ — удельные плотности компонентов (окислителя и горючего).

При этом

$$m_{ок} = \frac{k_m}{1 + k_m} m_{г};$$

$$m_{г} = \frac{1}{1 + k_m} m_{т}.$$

где $k_m = \frac{m_{ок}}{m_{г}}$ — соотношение компонентов топлива. Полный объем топливного бака определяется объемом V_{δ}^{min} , объемами газовой подушки ($\Delta V_{г.п.}$), арматуры ($\Delta V_{арм.}$), устанавливаемой в баке, объемом топливных магистралей, проходящих через бак ($\Delta V_{магистр.}$), и объемом $\Delta V_{т.}$ связанным с усадкой бака при заправке его криогенным компонентом (кислородом, водородом).

Все эти дополнительные объемы можно в первом приближении определить следующим образом [13]:

$$\Delta V_{г.п.} + \Delta V_{арм.} = \alpha_2 V_{\delta}^{min},$$

$$\Delta V_{т.} = 3 \alpha_{т.} V_{\delta}^{min} (T_0 - T),$$

где $\alpha_2 = 0,18 \dots 0,22$ — коэффициент, учитывающий относительный объем, занимаемый в баке арматурой и газовой подушкой (наддувом); $\alpha_{т.}$ — температурный коэффициент расширения материала

бака; T_0 , T — температуры начальная (бака) и заправляемого компонента топлива (для кислорода ≈ 90 К, для водорода ≈ 20 К).

Таким образом

$$V_{\delta (ок)} = V_{\delta (ок)}^{min} (1 + \alpha_1 + \alpha_2 + 3 \alpha_{т.} \Delta T) \pm \Delta V_{магистр.}$$

$$V_{\delta г} = V_{\delta г}^{min} (1 + \alpha_1 + \alpha_2 + 3 \alpha_{т.} \Delta T) \pm \Delta V_{магистр.}$$

Объем приборного отсека $V_{п.о.}$ определяется с использованием статистических данных по массе оборудования $m_{об.}$ (система управления и ориентации, средства связи, источники питания и т. д.) и средней плотности приборного отсека $\rho_{п.о.}$:

$$V_{п.о.} = \frac{m_{п.о.}}{\rho_{п.о.}}$$

Если известны тяга маршевых двигателей, отношение $\pi_k = \frac{p_k}{p_a}$, показатель изэнтропы K , то площадь критического сечения сопла

$$S_{кр} = \frac{P}{p_k K_t},$$

или

$$S_{кр} = \frac{P_{уд} m g_0}{p_k K_n},$$

$$\text{где } K_n = \frac{2_k \left(\frac{2}{k+1} \right)^{1/k-1} \left(1 - 2 \frac{k-1}{k} \right) \sqrt{\frac{1 - Z \frac{k-1}{k}}{k^2 - 1}}}{1 - Z \frac{k-1}{k} \left(\frac{k-1}{2k} \right)}, \quad Z = 1/\pi_k$$

($\pi_k = p_k/p_a$ — отношение давления в камере сгорания к давлению газов на срезе сопла двигателя). Площадь выходного сечения сопла двигателя может быть определена из соотношения

$$S_a = f_a S_{кр}$$

тогда диаметр выходного сечения сопла

$$D_a = 2 \sqrt{\frac{f_a S_{кр}}{\pi}},$$

$$f_a = \frac{S_a}{S_{кр}},$$

или

$$f_a = \left(\frac{2}{(k+1)^k} \right)^{\frac{1}{k-1}} \sqrt{\frac{k^2 - 1}{Z^{2/k} - Z \frac{k+1}{k}}}.$$

Значения p_a (давление на срезе сопла): для первой ступени — $(0,45...0,70) \cdot 10^5$ Па; для второй ступени — $(0,10...0,40) \cdot 10^5$ Па; для третьей ступени — $(0,05...0,15) \cdot 10^5$ Па.

Диаметр камеры сгорания

$$D_k = (2...2,5) \sqrt{\frac{mg_0}{\pi j^*}},$$

где $j^* = \frac{mg_0}{S_{кр}} \approx 0,1$ — расходонапряженность, выраженная в $\text{кг/с} \cdot \text{см}^2$.

Длина камеры сгорания $L_k = (1,0...2,0) D_k$. В свою очередь, длину сопла двигателя L_c в первом приближении можно определить из зависимости

$$L_c = \frac{D_a - D_k}{2 \operatorname{tg} \alpha'},$$

где α' — угол полураствора сопла.

Длина двигателя

$$L_{дв} = L_k + L_c$$

ГЛАВА 6

ЭНЕРГОСИЛОВЫЕ УСТАНОВКИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

6.1. НЕКОТОРЫЕ ОСОБЕННОСТИ ЭНЕРГОСИЛОВЫХ УСТАНОВОК КА

Энергосиловые установки (ЭСУ) космических аппаратов в общем случае представляют собой относительно сложные взаимосвязанные комплексы, состоящие из энергетических и двигательных систем, включающих, в свою очередь, различные подсистемы. К последним можно отнести источники и преобразователи энергии, двигатели, накопители, излучатели тепловой энергии, системы хранения и подачи компонентов топлива или рабочих тел и т. д. В связи с этим энергосиловые установки КА предназначаются не только для обеспечения КА электрической и другими видами энергии, но и создания тяги [15].

Облик энергосиловой установки КА, ее характеристики, размеры и масса в значительной степени определяются целевой задачей, решаемой КА, а также многофакторным анализом и синтезом ее подсистем.

При этом даже краткий обзор назначения и применения КА показывает, что для каждой ТКС необходимы соответствующие энергетические (энергосиловые) установки. В зависимости от решаемой целевой задачи мощности систем энергопитания могут возрастать от десятков ватт до нескольких киловатт и более.

На ряде КА устанавливаются электроракетные двигатели для ориентации, коррекции и маршевого полета. Так, например, электроракетные двигательные установки успешно начали применяться на КА народнохозяйственного и научно-исследовательского назначения с 1971 г. в СССР (КА «Метеор» и др.), с 1974 г. в США (КА «ATS-6»), а в 1980—1983 гг. появились разработки во Франции, Японии и Китае [15].

При решении указанных задач необходимо учитывать следующие особенности создания и использования энергосиловых установок:

в энергосиловых установках протекают сложные и взаимосвязанные процессы, что в конечном счете приводит к необходимости анализа новых схемных и конструктивных решений с учетом жестких ограничений по массе, габаритам, мощности, допустимой радиации и т. д. При этом в ряде случаев достовер-

ность знаний об этих процессах и надежность конструкций еще недостаточная;

энергосиловые установки должны надежно работать продолжительное время (месяцы, годы) в сложных космических условиях, т. е. длительность их эксплуатации практически соизмерима со сроками их создания;

ЭСУ являются весьма трудоемкими и дорогими изделиями.

Таким образом, правильные решения по преодолению этих трудностей в создании ЭСУ в значительной степени опираются на методы теории энергосиловых установок, которая позволяет учесть их рабочие процессы и структуру, условия эксплуатации в космическом пространстве и взаимосвязь с КА, потребности в различных энергоустановках и научно-технические возможности их создания.

При этом необходимо отметить, что каждая ЭСУ имеет ряд подсистем, без которых невозможна ее работа. К ним в первую очередь необходимо отнести:

устройства, в которых энергия какого-либо первоначального вида (ядерная, солнечная, химическая) переходит в другой вид, более удобный для технического применения (тепловую, механическую, электрическую);

устройства, обеспечивающие сброс энергии в космическое пространство;

подсистемы, использующие полезную энергию;

подсистемы запуска, управления и регулирования как энергетической установки (ЭУ), так и ее агрегатов;

резервные и аварийные подсистемы и т. д.

Кроме того, поскольку для нормального функционирования агрегатов и приборов КА требуется электроэнергия, использующая переменный и постоянный ток разных напряжений, необходимы специальные преобразователи, распределители электроэнергии, различные коммутационные системы и т. д.

В некоторых случаях, когда на борту КА имеются разнотипные ЭСУ (ядерные и солнечные установки, электроракетные и химические двигатели и др.), их можно объединить в комплексные энергосиловые системы.

6.2. ОСНОВНЫЕ ИСТОЧНИКИ ЭНЕРГИИ КА

Источники энергии для КА в первом приближении можно разделить на две основные группы [13]:

источники энергии, находящиеся на борту КА;

внешние источники энергии.

К первой группе можно отнести следующие основные энергетические системы КА. Например, для полетов КА, ограниченных по времени и пространству (переход с орбиты на орбиту, полет к близким планетам и т. д.), могут широко использо-

ваться обычные и комбинированные системы и двигательные установки (ЖРД, ЯРД, РДТТ) на основе химических (иногда ядерных) источников энергии (на одно- или двухкомпонентных топливах).

Энергетические бортовые источники КА длительного ресурса и относительно небольшой мощности (до 1 кВт) могут выполняться на основе радиоизотопных топливных капсул, а большой мощности (десятки или сотни киловатт) — с использованием ядерных или термоядерных реакторов.

Ко второй группе относятся солнечные и некоторые искусственные энергетические источники (лазерные или СВЧ-излучения). Эти источники, как правило, требуют создания дополнительных элементов энергосистемы, таких, как антенны или концентраторы и приемники энергии излучения и т. д.

Возможен также прием и накопление массы из окружающего пространства. Следует отметить, что в этом случае обычно необходимы дополнительные системы и агрегаты, обеспечивающие улавливание и концентрацию массы и преодоление аэродинамического сопротивления среды.

В зависимости от назначения, вида используемой энергии и других факторов энергоустановки (ЭУ) могут быть самых различных типов, конструктивных исполнений, иметь различные технические характеристики. Поэтому классификация энергетических установок КА различного целевого назначения каждый раз (в зависимости от решаемой КА задачи) преследует те или иные конкретные цели, имеет четкие определяющие признаки и не может быть единой на все случаи.

Так, например, можно разделить энергоустановки по типу используемой энергии, по типу преобразователей тепловой энергии в электрическую, по типу используемых маршевых двигателей и т. д.

В конечном счете отсюда следует, что вопрос о классификации часто остается открытым, пока из множества энергосиловых установок не делается определенный выбор отдельных схем, систем по их отличительным признакам и решаемым целевым задачам КА. В данном случае конкретные классификации энергетических и двигательных установок КА будут носить чисто условный характер.

6.3. ОСНОВНЫЕ ИСТОЧНИКИ МАССЫ

Запасенная на борту КА масса используется как рабочее тело бортовой энергетической установки, как теплоноситель теплопередающих контуров и тепловых труб, а так же как энергоноситель — рабочий компонент тепловых труб и т. д.

Источниками массы могут быть подсистемы хранения и подачи, вид которых зависит от рода запасаемой массы. Она может

находиться на борту аппарата в твердом или жидком виде. Для жидкой массы предусматриваются специальные топливные баки (хранилища) и насосная или вытеснительная система подачи. При этом в контурах подачи и циркуляции должны предусматриваться специальные расширительно-компенсирующие емкости.

Если температура плавления запасаемой массы выше равновесной температуры КА в данной точке пространства, то при запуске энергосиловой установки необходимо предусматривать затраты энергии на расплавление запасенной массы.

Особым видом хранения отличаются криогенные вещества, как правило, требующие специальной тепловой экранно-вакуумной изоляции, а при длительном хранении — активных систем термостатирования (холодильных или ожигательных машин).

Некоторые рабочие тела (инертные газы и азот) хранятся в сжатом газообразном состоянии.

Накопление массы из окружающего пространства для энергетической установки КА затруднено разреженностью и относительно неопределенным составом окружающей среды. Давление в свободном космическом пространстве меняется от 10^{-14} до 10^{-8} и даже 10^{-4} Па. Значительное влияние на эти отклонения оказывает и загрязнение среды самим КА.

Как правило, в верхних слоях атмосферы планет состав более определен. Однако забор массы в этом случае сопровождается торможением КА и требует дополнительных затрат на компенсацию аэродинамического сопротивления реактивной тягой электроракетных (или других) ДУ.

Для приема массы из окружающей КА среды могут предусматриваться специальные устройства (протяженные молекулярные «диффузоры», электростатические поля, геттеры и др.) [4; 5; 15].

В этом случае массу можно концентрировать, применяя криогенные методы вакуумной техники, электрохимические методы (через твердый электролит) и т. д. Прием концентрированной массы в твердом или жидком виде с поверхности планет или астероидов в значительной степени зависит от ее вида и агрегатного состояния.

В основном вид запасенной или накапливаемой на борту массы зависит от конкретных условий, в первую очередь, от ее назначения для той или иной подсистемы ЭСУ, времени хранения и использования, рабочих температур и т. д. Кроме того, малая атомная масса и большая газовая постоянная, давление насыщенного пара при рабочих температурах, температура плавления, теплота парообразования, теплоемкости, химическая активность и другие теплофизические параметры в каждом конкретном случае определяют ее вид — водород, щелочные металлы, инертные газы или наоборот — сильные окислители и газогены. Ф. А. Цандер в качестве источника массы, например,

предполагал использовать отработанные агрегаты, элементы конструкции (баки, емкости и т. д.) разгонных блоков КА, что хотя и представляет определенные технические трудности, но в принципе является возможным.

6.4. ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ УСТАНОВКИ КА

Энергетические установки космических аппаратов по виду используемой энергии можно разделить на следующие основные типы [15]: химические, радиоизотопные, ядерно-реактивные, солнечные и термоядерные.

При этом источник, использующий тот или иной вид энергии, может оказывать значительное влияние не только на облик ЭУ, требуя специфических систем хранения, защиты, концентрации и обеспечения протекания энерговыделяющих реакций, но и на энергосиловую установку и саму ТКС.

Следует отметить, что вид энергетической установки КА в значительной степени может зависеть и от применяемого типа преобразователя энергии.

Физические процессы преобразования энергии в электрическую можно разделить на два принципиально различных класса — непосредственного и машинного преобразования.

Класс систем непосредственного преобразования энергии включает в себя фотоэлектрические, термоэлектрические, термоэмиссионные, радиоэмиссионные, термоэлектрохимические и электрохимические преобразователи. Он характерен тем, что при непосредственном подводе энергии к одному из контактов разнородных проводников, образующих электрическую цепь преобразователя энергии и нагрузки, на этом контакте происходит изменение фазового состояния носителя тока. Исходная форма энергии — световая, тепловая или химическая, энергия ядерного распада. Она затрачивается на переход электрона из валентной зоны в зону проводимости для фотоэлектрических и термоэлектрических преобразователей, из твердого тела в вакуумный или плазменный межэлектродный промежуток для термо- и радиоэмиссионных преобразователей, из металлического электрода в образующиеся продукты электрохимической реакции — для термоэлектрохимических и электрохимических преобразователей. При этом возникает разность концентраций разнородно заряженных носителей тока — электронов, ионов, «дырок» неподвижных твердых ионов в полупроводнике — и соответствующая разность потенциалов по отношению ко второму контакту разнородных проводников электрической цепи (преобразователь энергии — нагрузка). Эта разность потенциалов и является движущей силой, определяющей ток в соответствии с законом Ома для всей цепи и подведенной энергии, определяющей предельный ток.

Системы с машинными методами преобразования энергии характеризуют использование в процессе преобразования дополнительного цикла, в котором участвует молекулярное рабочее тело. В этом цикле происходит преобразование исходного вида энергии в механическую или некоторые другие формы. Затем, используя движение заряженных частиц с молекулярным потоком в электростатическом или электронного проводника в магнитном поле, трансформируется механическая энергия в электрическую [15].

Молекулярный цикл является в общем случае обычным термодинамическим циклом, в котором аналогично электронному используется замкнутая сеть циркуляции рабочего тела с разным физическим состоянием. Например, жидкофазным и газофазным для парового цикла Ренкина, паротурбинных установок с разным составом газовой фазы — для циклов с диссоциирующими или ионизирующими газами, разной температурой газа, различными значениями газовой постоянной, меняющимися при диссоциации или ионизации и изменении температуры. Соответственно становится различной и работоспособность газа на соответствующих участках сети циклов Брайтона, газотурбинной установки Стирлинга и т. д.

Таким образом, системы с машинными методами преобразования энергии основываются на целевой гамме установок. К ним, в первую очередь, можно отнести системы: с использованием фазовых превращений молекулярного рабочего тела жидкость — газ в паротурбинных и жидкометаллических магнитогидродинамических МГД-установках; с изменением газовой постоянной в газовых турбогенераторах и плазменных МГД-установках; с изменением работоспособности газа в зависимости от температуры в газотурбинных и электродинамических системах и т. д. Все это позволяет в первой ступени парообразования получить кинетическую энергию рабочего тела, а затем за счет разделения электростатических зарядов в электродинамических установках или электромагнитной индукции в движущемся проводнике (твердом, жидком или плазменном) получить электрический ток.

Машинные установки могут в своей первой ступени использовать и твердое рабочее тело, меняющее в зависимости от температуры свои характеристики (диэлектрическую постоянную, магнитные свойства и т. д.). При этом изменение температуры и свойств рабочего тела, определяющее преобразование энергии, может происходить нестационарно, циклично повторяться во время работы, как это имеет место в газопоршневых двигателях Стирлинга и некоторых роторных ЭУ, импульсных МГД-установках и т. д.

Некоторая классификация энергетических установок по виду используемой энергии с дальнейшим разделением на установки

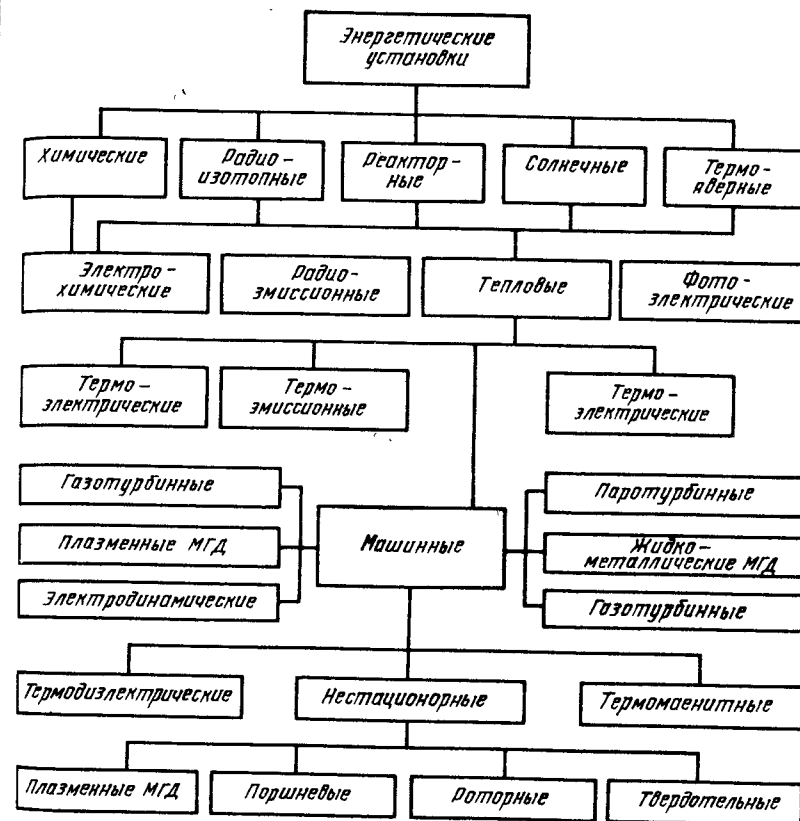


Рис. 6.1. Классификация энергетических установок КА

непосредственного и машинного преобразования представлена на рис. 6.1.

Система энергоснабжения КА может состоять из нескольких ЭУ, подсистем хранения рабочих компонентов. Приведенные здесь виды энергетических установок не являются альтернативными. В зависимости от конкретных условий эксплуатации решаемой КА целевой задачи могут применяться те или иные энергетические установки или их комбинации.

6.5. ДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ КА

Двигательная установка КА, являясь частью энергосиловой установки, состоит из отдельных систем, подсистем агрегатов. Главнейшие из них — собственно двигатель (двигатель), система хранения и подачи компонентов топлива или рабочего тела, система управления и электропитания.

Классификация двигательных установок КА может проводиться по различным признакам:

способу создания тяги (ракетные, воздушно-реактивные, ракетно-воздушные двигатели и т. д., см. гл. 3);

способу разгона рабочего тела (газодинамический, разгон токопроводящей плазмы в магнитном поле, ионов рабочего тела или заряженных коллоидных частиц в электрическом поле, за счет светового давления при изучении фотонов; разгон рабочего тела в результате направленного ядерного взрыва и т. д.);

способу подведения энергии к рабочему телу (часть двигателей использует энергию горения или химического разложения топлив — ЖРД, РДТТ, ВРД и др., ядерные ракетные двигатели);

способу нагрева рабочего тела в реакторе или теплообменнике (в электроракетном двигателе используются электро-термические, электродуговые, магнитогидродинамические, электро-статические, коллоидные, ионные, фотонные и др. принципы);

размерности двигательных установок, величине тяги (ДУ большой тяги $10...10^3$ кг; средней тяги $100...10^4$ кг; малой — граммы... килограммы).

Функционирование двигательной установки КА, ее агрегатов и систем в основном определяется режимами, рабочими процессами двигателя, его параметрами и в значительной степени зависит от управления и регулирования ДУ.

Однако ни экипаж, ни операторы наземного пункта управления часто не в состоянии выполнить все функции регулирования двигательной установки КА, особенно при нестационарных режимах работы ДУ, поэтому на борту КА наряду с ручным управлением необходима автоматизированная система управления, обладающая высокой точностью и быстродействием. Это связано с тем, что характерные времена включения и выключения, например, системы хранения и подачи рабочего тела не превышают 10^{-2} с, в системе энергоснабжения они на один, два порядка меньше, а типичное время реакции человека составляет 10^{-1} с [15]. Кроме того, надо включать и выключать отдельные блоки и агрегаты ДУ в определенной последовательности, мгновенно их отключать в случае нарушения режимов работы или аварийной ситуации и т. д.

Использование в системах автоматического управления (САУ) бортовых вычислительных машин существенно расширяет возможности регулирования и управления ДУ и в целом аппарата, однако требует дополнительных масс, объемов при компоновке САУ — ЭВМ и энергозатрат. Более оптимальным в этом отношении может быть использование сочетания логических микросхем и микроЭВМ для непосредственного управления отдельными подсистемами, агрегатами ДУ и увязки режима ее работы с летными характеристиками КА.

Обеспечение надежности двигательной установки тоже явля-

ется комплексной и взаимосвязанной задачей, включающей выбор типов и схем ДУ в зависимости от решаемой КА целевой задачи, режимов их работы, долговечности (при длительных полетах) и безотказности, возможности дублирования и резервирования двигателей и отдельных агрегатов и систем, использования специальных адаптивных (перестраивающихся в случае необходимости) систем и т. д.

Общий облик двигательной установки в первом приближении можно описать рядом основных характерных параметров. К ним можно отнести полную мощность ДУ $N_{ДУ}$, тягу двигателей $P_{ДУ}$, суммарный импульс $P_{уд}$, надежность $H_{ДУ}$, ресурс работы t_p , время полета КА t_k , число включений и переключений, виды резервирования двигателя и отдельных систем и агрегатов и др.

Для сравнения параметров различных систем часто используются относительные характеристики:

$$\text{энергетический КПД } \eta_{ДУ} = \eta_{дв} \eta_{сэп}$$

где $\eta_{дв}$, $\eta_{сэп}$ — КПД двигателя и систем энергоснабжения. В этом случае все энергетические потери в системах хранения и подачи и автоматизированного управления отнесены к СЭП;

удельная масса ДУ

$$\gamma_{ДУ} = \frac{m_{ДУ}}{N_{ДУ}^T},$$

где $N_{ДУ}^T$ — мощность (тяговая) двигательной установки;

удельная масса по суммарному импульсу

$$\gamma_{ДУ}^P = \frac{m_{ДУ}}{P_{уд}}.$$

В табл. 6.1. [15] приведены численные значения некоторых из указанных параметров двигательной установки.

Таблица 6.1

| Параметры | $N_{ДУ}$, кВт | P , Н | $P_{уд} \cdot 10^4$, Н·с | t_k , ч | t_p , ч | $\gamma_{ДУ}$, кг/кВт | $\frac{P_{уд}}{\gamma_{ДУ}}$, кг/Н·с |
|-------------------------|------------------|---------------------|---------------------------|---------------|---------------|------------------------|---------------------------------------|
| Современное состояние | 0,5...1,5 | $10^{-2}...10^{-1}$ | 10...30 | $10^3...10^4$ | $10^2...10^4$ | 20...50 | 5...10 |
| Перспективные параметры | $10^{-1}...10^3$ | $10^{-2}...10$ | 10...10 ³ | $10^3...10^5$ | $10^3...10^4$ | 5...30 | 0,5...2 |

При обобщенной оценке и сравнении характеристик ДУ одним из параметров такого сравнения может быть значение $\gamma_{ДУ}^{Руд}$, которое в первом приближении характеризует эффективность использования той или иной рассматриваемой установки, однако при этом не учитывает взаимное влияние различных систем энергосиловой установки и КА. Если рассмотреть уравнение массового баланса двигательной установки и найти такое соотношение в параметрах отдельных подсистем ДУ, при котором удельная масса $\gamma_{ДУ}^{Руд}$ становится минимальной, то можно получить следующее выражение [15]:

$$(\gamma_{ДУ})_{\min} = 2\sqrt{(1 + a_{\tau 0})\gamma_{ДУ} \cdot \beta_{дв} / (2t_p \cdot \eta_{ДУ})},$$

где

$$\beta_{дв} = N_{ДУ}^T / (\eta_{ДУ} N_{ДУ}); a_{\tau 0} = \frac{m_{\tau 0}}{m_{\tau p}}$$

($m_{\tau 0}$ — масса баков-емкостей; $m_{\tau p}$ — масса рабочего тела).

6.6. ПРИБЛИЖЕННАЯ КЛАССИФИКАЦИЯ И НЕКОТОРЫЕ СТРУКТУРНЫЕ СХЕМЫ ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

В первом приближении классифицировать электроракетные двигатели можно по основным определяющим их облик признакам. К числу таких признаков можно отнести: основной механизм используемого в ЭРД способа ускорения рабочего тела; состояние рабочего тела (газ, плазма или заряженные частицы); периодичность действия двигателя по времени (стационарные, пульсирующие, импульсные); геометрические формы ускорительных каналов ЭРД (линейные, коаксиальные, торцевые и т. д.) и др. [15].

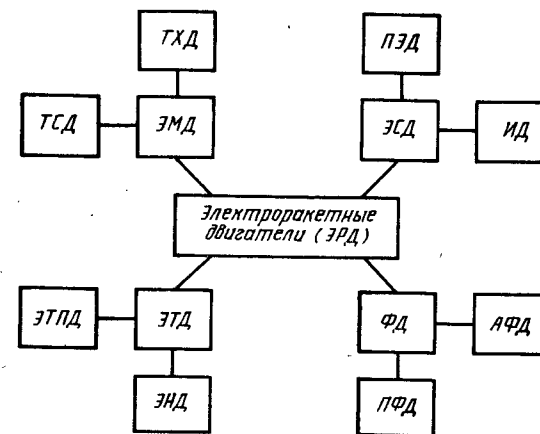
Однако следует отметить, что такая классификация в ряде случаев носит чисто условный характер и дает лишь общее представление о рассматриваемом классе ЭРД (рис. 6.2).

Например, электронагревательные двигатели (ЭНД) не являются ни плазменными, ни ионными. Нагреваемое электрическим током устройство ЭНД, основанное на омическом сопротивлении, в этом случае передает теплоту рабочему телу, омывающему его нагретые поверхности. В связи с этим электроракетные двигатели такого типа можно отнести к подклассу электротепловых (ЭТД) (см. рис. 6.2).

Увеличение удельного импульса при тепловом ускорении потока, как правило, требует повышения температуры и достигается в дуговых разрядах, где $T = (1...3) \cdot 10^4$ К. Нагрев плазмы в газовом разряде с последующим газодинамическим ускорением обычно бывает характерен для электротермических плазменных двигателей (ЭТПД).

рис. 6.2. Классификация электроракетных двигателей:

ЭМД — электромагнитные двигатели (ТСД — торцевые сильноточные; ТХД — торцевые холловские двигатели); ЭСД — электростатические двигатели (ПЭД — плазменные электростатические; ИД — ионные двигатели); ФД — фотонные двигатели (АФД — активные; ПФД — пассивные фотонные двигатели); ЭТД — электротепловые двигатели (ЭНД — электронагревательные; ЭТПД — электротермические плазменные двигатели)



Подкласс ЭРД с электромагнитным ускорением плазмы (ЭМД), в свою очередь, может подразделяться на линейные, коаксиальные и торцевые двигатели. По мере увеличения магнитных и электрических полей и снижения концентрации частиц может происходить и смена механизмов ускорения, например, от газодинамического к электромагнитному и электростатическому ускорению (в ЭСД).

В свою очередь, плазменные двигатели (ПЭД) с замкнутым дрейфом электронов могут служить своеобразным передаточным звеном для перехода к электростатическому ускорению ионов, характерному для ионных двигателей (ИД).

Следует отметить, что двойственная трактовка механизма ускорения ионов в этих электроракетных двигателях позволяет относить их как к подклассу электромагнитных, так и к подклассу электростатических двигателей. В общем случае в ионных ЭРД в чистом виде реализуется механизм ускорения электрическим полем. Они могут включать в себя двигатели с объемной и поверхностной ионизацией и коллоидные электростатические ЭРД.

В определенной степени к электроракетным двигателям условно можно отнести и двигательные системы, у которых импульс может создаваться излучением электромагнитных волн и, в частности, фотонов (ФД). Однако следует отметить, что этот подкласс ЭРД еще очень далек от реального воплощения.

Рассмотрим некоторые структурные схемы электроракетных двигателей.

Электротермические двигатели

Высокотемпературный нагрев рабочего тела в этих двигателях (до образования плазмы) достигается с помощью электрической дуги (дуговые или плазменные ЭРД). При этом температура дуги может быть $(5...7) \cdot 10^3$ К, что при использовании в качестве рабочего тела водорода (разгон его происходит в газодинамическом сопле) позволяет получить удельный импульс тяги $P_{уд} \approx 1200$ с (см. рис. 6.2).

Повышение напряжения и силы тока, в свою очередь, приводит к увеличению сечения дуги без заметного возрастания ее температуры. Для повышения температуры необходимо увеличивать плотность тока в дуге, т. е. сжать (стабилизировать) ее.

Одним из способов стабилизации дуги является ввод рабочего тела в камеру ЭРД через специальные тангенциальные отверстия (рис. 6.3). Дуга при этом сжимается вихрем, образованным в результате закрутки потока рабочего тела.

Как правило, в стабилизированных дугах температура может повыситься до нескольких десятков тысяч градусов, что в конечном счете приводит к увеличению удельного импульса тяги ЭРД (≈ 2000 с).

Электростатические двигатели

Электростатические ЭРД характерны тем, что разгон рабочего тела у них происходит в электростатическом поле. Рабочее тело, используемое в этих двигателях, должно состоять из заряженных частиц (ионов или коллоидных частиц) с нанесенными на них зарядами одного знака (ионные и коллоидные двигатели) (рис. 6.4).

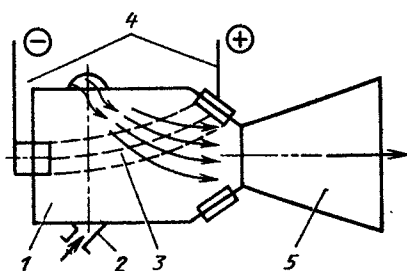


Рис. 6.3. Электротермический двигатель:
1 — камера двигателя; 2 — вход рабочего тела в камеру; 3 — электрическая дуга; 4 — подача электрической энергии; 5 — сопло двигателя

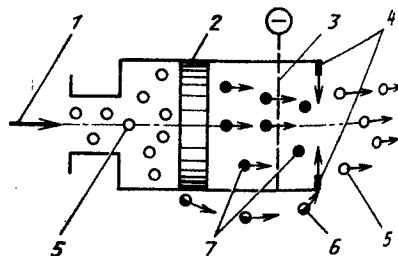


Рис. 6.4. Электростатический двигатель:
1 — подача ионизируемого вещества (цезий); 2 — ионизатор (вольфрамовая решетка, нагреваемая электричеством); 3 — ускоряющая сетка; 4 — эмиттер; 5 — атомы; 6 — электроны; 7 — ионы

Ионы можно получить при ионизации щелочных металлов, например цезия, на поверхности вольфрамовой решетки, нагреваемой электрическим током до $T \approx 1300$ К.

В этом случае (см. рис. 6.4) электроны остаются на решетке, а ионы притягиваются отрицательно заряженной (ускоряющей) сеткой и, подходя к ней, с большой скоростью пролетают через нее и выходят из двигателя (скорость $50...500$ км/с; $P_{уд} \approx 5000...50000$ с).

Для улучшения характеристик этого типа ЭРД обычно вместо одной ставят несколько сеток, несущих разные потенциальные заряды.

Ионы, прошедшие через сетки, нейтрализуются подводимыми к ним электронами эмиттера (простейший эмиттер — раскаленная вольфрамовая нить в радиолampe, испускающая электроны).

Следует отметить, что без нейтрализации ионов двигатель и КА через некоторое время после начала работы ЭРД могут приобрести такой отрицательный потенциал, что вылетевшие из двигателя ионы будут притягиваться обратно в двигатель (тяги исчезнет).

Фотонный двигатель

Фотонный или квантовый двигатель должен создавать тягу в результате истечения из него квантов света — фотонов. Двигатель представляется в виде некоторого мощного направленного источника света — лазера или прожектора. Предельное значение его удельного импульса должно составить $P_{уд} \approx 3 \cdot 10^7$ с, так как скорость истечения его рабочего тела должна быть равна скорости света. При этом для создания 1 Н тяги (даже при полном преобразовании электрической энергии в энергию светового излучения) нужна мощность установки, равная $1,5 \cdot 10^6$ кВт.

Как уже говорилось выше, подобные двигательные системы еще очень далеки от реального воплощения в основном из-за отсутствия приемлемых принципов создания бортового источника питания необходимой мощности с достаточно низким удельным весом.

6.7. СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК И СИСТЕМЫ ХРАНЕНИЯ И ПОДАЧИ РАБОЧЕГО ТЕЛА

Системы электропитания ЭРД

Бортовые системы электропитания (СЭП) электроракетных двигателей КА должны обладать (при возможно меньшей массе) высокой эффективностью использования энергии, высокой надежностью и стабильностью работы, стойкостью к различным

экстремальным нагрузкам и т. д. [15].

Энерговооруженность современных КА может в общем случае достигать следующих значений:

$$\eta_{ЭУ} = \frac{N_{ЭУ}}{m_{КА}} \approx (0,5 \dots 1,0 \frac{\text{кВт}}{\text{т}}),$$

где $N_{ЭУ}$ — мощность ЭУ; $m_{КА}$ — масса КА (в тоннах).

Как правило, СЭП космических аппаратов предназначаются в общем случае для обеспечения функционирования ЭРД, а также различных систем, установок, агрегатов и оборудования КА. Поэтому в тех случаях, когда требуются большие затраты энергии для маршевых двигателей КА или управления (коррекции траектории, ориентации или других маневров), необходимо на борту аппарата иметь специальные накопители энергии (электрохимические аккумуляторы, солнечные батареи и другие источники), входящие в состав СЭП [13].

Следует отметить, что при использовании двигателей коррекции часто необходимая мощность может быть соизмерима с мощностью всей энергетической установки КА, а на маршевых режимах полета основными потребителями энергии становятся маршевые двигатели.

Например, если в качестве источника энергии использовать солнечные батареи, то при околопланетных полетах (в зависимости от орбиты) получаемая КА от Солнца энергия может изменяться от постоянного потока до синусоидального.

При этом возможны случаи, когда половину периода обращения вокруг планеты КА находится в тени. В этих случаях довольно существенной становится роль аккумуляторов. Однако увеличение их числа и мощности приводит к значительному увеличению их массы.

Так, например, при мощности двигателей коррекции (КДУ) примерно в 1 кВт и продолжительности нахождения КА в тени около 1 ч необходимо иметь на борту примерно до 1 кВт/ч запасенной энергии. Если использовать даже серебряно-кадмиевые аккумуляторы, то их масса может достигать относительно большого значения (25...35 кг и выше) [15].

Не менее сложной является и задача ориентации КА. Для того, чтобы КА эффективно выполнял свои основные функции, маневр можно проводить сразу по трем осям и за небольшой отрезок времени. В этом случае должны работать три пары двигателей ориентации.

Если принять, что тяга каждого такого двигателя около 10^{-2} Н и отношение мощности к тяге составляет ≈ 20 кВт/Н, то

* Следует отметить, что последовательная ориентация по отдельным осям энергетически выгоднее, но часто неудобна из-за ряда траекторных ограничений.

и в этом случае необходима мощность более 1 кВт. Время ориентации может составить около часа.

Если первичным источником энергии на КА является ядерная энергетическая установка, то аккумуляторы могут быть легче. Это связано с тем, что мощность, получаемая двигателем от ЭУ, остается постоянной, а сумма моментов инерции КА относительно всех осей меньше, чем в том случае, когда используется энергетическая установка с солнечными панелями. Это может снизить затраты энергии на ориентацию КА.

В большинстве КА источники энергии вырабатывают постоянный ток напряжением ≈ 26 В. При этом с ростом их мощности значительно возрастает и масса кабельной сети, штекерных разъемов, переключателей и других элементов, необходимых для передачи и коммутации тока. Например, при $N_{ЭУ} \approx 10$ кВт масса кабельной сети (проводов и т. д.) КА с ЭРД может в первом приближении составить несколько процентов от энергосиловой установки. Поэтому приходится переходить на большее напряжение или использовать преобразователи напряжения.

В свою очередь, если энергетическая установка КА может реализовать рабочий процесс только при напряжении в сотни и тысячи вольт, то для работы отдельных агрегатов (нагревателей, магнитов, радиоблоков и т. д.) необходимы различные номинальные значения напряжений и токов. Все это также приводит к необходимости использования различных преобразователей. Правда открытым остается вопрос об использовании переменного тока.

Если ЭУ генерирует переменный ток, то задача несколько упрощается, поскольку нет необходимости преобразовывать постоянный ток в переменный. Последний можно непосредственно использовать в различных двигателях, в таком случае сами газоразрядные узлы ЭРД являются выпрямителями. Однако все это в известной степени вызывает и ряд трудностей, связанных с нестабильностью работы, усложнением конструкции двигателя и т. д.

Системы хранения и подачи рабочего тела

Системы хранения и подачи рабочих тел (СХП) электроракетных двигателей КА в основном характеризуются относительно малыми секундными расходами и сравнительно большими ресурсами работы ЭРД (иногда годы) при достаточно жестких ограничениях на массу этих систем.

Следует отметить, что наиболее предпочтительным для электроракетных двигателей является хранение рабочих тел в твердом или жидком состоянии. При этом для обеспечения их фазовых превращений (от твердого или жидкого состояния до

сухого пара рабочего тела) требуются значительные затраты энергии и массы. Следовательно, в каждом конкретном случае необходимо искать оптимальные технические решения по некоторым наиболее характерным (для той или иной рассматриваемой СХП) критериям эффективности [13, 15].

Основными задачами системы хранения и подачи рабочего тела являются:

хранение рабочего тела в течение всего времени полета КА; преобразование рабочего тела из твердой или жидкой фазы в паровую или газовую при заданной устойчивости процесса и надежном разделении фаз;

дозирование рабочего тела в соответствии с вводом энергии в двигатель.

При этом СХП должна обеспечить минимальное значение $a_{т.о}$ (отношение массы баков и арматуры к массе рабочего тела); затраты энергии в СХП должны быть минимальными; система хранения и подачи должна обеспечивать стабильный режим работы всех узлов, особенно испарителей и дозирующих устройств.

Относительно широкий диапазон используемых рабочих тел (для различных типов ЭРД): расходов ($5 \cdot 10^{-7} \dots 5 \cdot 10^{-4}$ кг/с) и запасов рабочего тела в баках ($2 \cdot 10^{-1} \dots 2 \cdot 10^4$ кг) при достаточно больших ресурсах работы двигателя ($10^2 \dots 10^4$ ч и более) и относительно высокой точности требует в каждом конкретном случае дифференцированного подхода к выбору системы хранения и подачи рабочего тела ее подсистем и агрегатов [15].

Одной из основных подсистем СХП являются баки. Длительное хранение рабочих тел в баках и подача из них малых расходов в условиях космического пространства представляют собой довольно сложную задачу.

Баки для хранения твердых или жидких рабочих тел должны иметь систему подогрева и термостабилизации. Это достигается путем использования электрической солнечной энергии, может использоваться и теплообмен с энергоустановкой и другие источники.

При хранении жидкостей или сжиженных газов необходима система термостатирования, обеспечивающая поддержание заданного давления в баках и постоянство параметров жидкости, определяющих характеристики системы подачи.

Подача рабочего тела из бака к ЭРД может осуществляться несколькими основными способами. Например, вытеснением капиллярными силами и электромагнитными насосами.

Вытеснительная система подачи наиболее удобна для газов. Однако баки для хранения сжатых или сжиженных газов, находящихся под большим давлением, как правило, получаются достаточно тяжелыми, $a_{т.о} = (1 \dots 5)$.

При использовании капиллярных и электромагнитных систем

подачи жидких металлов в баках приходится предусматривать различные устройства (сильфоны, пористые тела и др.), которые должны стабилизировать границу жидкости и пара рабочего тела и обеспечить необходимый температурный режим. В таких баках $a_{т.о} = 0,2 \dots 1,0$.

В испарительных системах подачи значение расхода определяется интенсивностью испарения рабочего тела. Сам испаритель является одновременно и генератором пара, и дозатором расхода. К этим системам подачи относятся системы: с тепловым испарителем — дозатором; с капиллярными испарителями; системы с эродирующими электродами или сублимирующими диэлектриками.

В первых двух возможно совмещение бака рабочего тела с испарителем. В этом случае необходимо принимать специальные меры для предотвращения выхода капельной фазы вместе с паром. Регулирование расхода обеспечивается изменением подводящей мощности или проходного сечения дросселя.

Электролитические системы подачи могут применяться для ЭРД, использующих металлические рабочие тела при очень малых расходах. Принцип их действия основан на ионном токопереносе в твердом электролите. Это явление описывается законом Фарадея

$$\dot{m} = 1,08 \cdot 10^{-8} A I,$$

где m — расход рабочего тела; I — ионный ток; A — относительная атомная масса рабочего тела.

Для подачи и регулирования расхода жидкометаллических рабочих тел могут использоваться электромагнитные насосные системы подачи, не имеющие подвижных частей и пригодные для перекачки любых проводящих жидкостей. Подача и дозирование малых расходов жидких металлов в большинстве случаев осуществляется индукционными насосами [15].

Основными достоинствами электромагнитных систем подачи являются: широкий диапазон регулирования расхода; сравнительная простота конструкции и высокая надежность при длительной работе в космосе.

К недостаткам таких систем следует отнести зависимость характеристик от физико-химических процессов взаимодействия жидких металлов с конструкционными материалами элементов системы подачи.

Таким образом, тип двигателя, характеристики рабочего тела, длительность работы и другие условия в значительной степени определяют не только наиболее приемлемую систему хранения и подачи рабочего тела, но и в целом оказывают значительное влияние на основные параметры энергосилового устройства космических аппаратов.

7.1. КЛАССИФИКАЦИЯ СИСТЕМ

Угловой стабилизацией называется движение КА вокруг центра масс на тех участках траектории, где полет протекает со значительными ускорениями.

Такое положение возникает при коррекции орбиты, переходе с одной орбиты на другую, на траекторию спуска и т. д. В эти сравнительно кратковременные моменты, когда работает двигательная установка для обеспечения нужного направления приращения скорости необходимо сохранять неизменным пространственное угловое положение КА.

Вследствие того, что системы угловой стабилизации работают при сравнительно больших возмущающих силах и моментах, они требуют значительных затрат энергии.

Угловая стабилизация КА не является самостоятельной задачей, а преследует вспомогательные цели при управлении движением центра масс КА.

Ориентацией КА называется управление угловым движением КА на участке свободного полета, т. е. придание его осям определенного положения относительно заданных направлений.

Для ИСЗ характерна орбитальная ориентация, при которой одна из осей — ось курса — постоянно направлена к центру Земли; вторая — ось тангажа — перпендикулярна плоскости орбиты, а третья — ось крена — лежит в этой плоскости. Если ИСЗ совершает полет по круговой орбите, то ось крена совпадает с касательной к орбите.

Системы ориентации, выполняющие такие функции, действуют в условиях малых возмущающих сил и моментов.

Необходимость ориентации КА возникает в следующих случаях:

- 1) перед включением тормозного или разгонного двигателя с целью изменения траектории полета КА;
- 2) при передаче информации на Землю с помощью остронаправленной антенны;
- 3) при получении энергии за счет работы солнечных батарей;
- 4) при навигационных измерениях;
- 5) при проведении научных исследований;

6) при проведении исследований в интересах народного хозяйства.

Ориентация КА требует поддержания заданного положения либо постоянно, либо кратковременно.

В отличие от стабилизации ориентация не оказывает влияния на положение центра масс КА.

Системы ориентации и стабилизации нередко выполняются с учетом их тесного взаимодействия, и они используют одни и те же датчики.

По числу ориентированных осей КА различают одноосную ориентацию, при которой поддерживается определенное угловое положение одной из его осей относительно заданного направления, и полную ориентацию, когда определенное угловое положение придается всем трем осям КА.

В то время как системы стабилизации исключительно активные, системы ориентации применяются как активные, так и пассивные.

К пассивным системам ориентации относятся: гравитационная; инерционная; аэродинамическая и ряд других, т. е. таких, которые для своей работы не требуют затрат энергии, запасенной на борту КА. Они отличаются, таким образом, высокой экономичностью. Вместе с тем области их применения ограничены.

К системам, требующим для своей работы определенной энергии, запасаемой на борту КА, или массы, т. е. активным системам, относятся: реактивные двигатели ориентации; инерционные маховики; электромагнитные устройства и др.

Преимуществом активных систем является их гибкость, возможность обеспечить разворот КА в нужном направлении и требуемом темпе.

Для пилотируемых КА различают системы автоматические и неавтоматические в зависимости от степени участия космонавта в их функционировании.

В автоматических системах ориентации управление осуществляется по командам с Земли либо от бортовых систем управления.

В неавтоматических системах ориентация осуществляется космонавтом, который способен быстрее и правильнее оценить ситуацию и принять решение, чем автоматическая аппаратура.

Система ориентации КА получает от чувствительных элементов-датчиков информацию о положении КА относительно осей ориентации и о характере его углового движения.

Чаще всего применяются электронно-оптические датчики, использующие в качестве опорных ориентиров небесные светила — Солнце, Землю, Луну, звезды. Оптические приборы под действием видимого света или инфракрасного излучения при отклонении осей датчиков от направления на опорный ориентир вырабатывают электрический сигнал. Инфракрасное излучение

объекта, например Земли, удобнее всего регистрировать, поскольку дневная и ночная стороны в этом случае эквивалентны.

В качестве прибора, регистрирующего угловое положение КА, может быть использован ионный датчик.

Применяются также магнитные чувствительные элементы, позволяющие определить положение КА относительно магнитного поля Земли.

Гироскопические датчики используют свойство быстровращающегося волчка сохранять неизменным направление в пространстве.

Электрические сигналы с датчиков поступают в преобразующее устройство, которое осуществляет, во-первых, усиление, сопоставление и преобразование сигналов в управляющие сигналы для включения и выключения исполнительных органов, во-вторых, логические операции, необходимые для правильного функционирования системы ориентации.

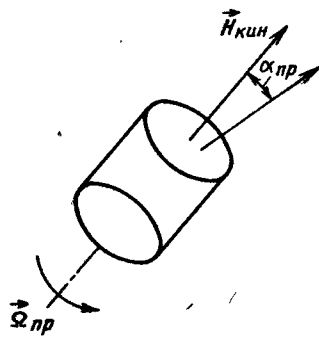
Поскольку на вращающийся КА будут действовать внешние возмущающие моменты (гравитационный, магнитный, аэродинамический) от управляющих рулевых двигателей, то возникает прецессия. Угловая скорость прецессии при этом (рис. 7.1)

$$\Omega_{пр} = \frac{M_{возм}}{H_{кин} \sin \alpha_{пр}},$$

где $M_{возм}$ — внешний возмущающий момент, $H_{кин} = J_z \omega_z$ — кинетический момент КА; J_z — момент инерции КА; $\alpha_{пр}$ — угол прецессии КА относительно оси Z (оси, вокруг которой проводилась закрутка).

Ориентация вращением обеспечивает точность положения не менее 1° .

Рис. 7.1. Прецессия КА после предварительной его закрутки при отделении от носителя



Сравнительный анализ различных систем ориентации показывает, что максимальную точность до одной угловой минуты можно обеспечить применением систем с реактивными соплами.

Гравитационная система, а также аэродинамическая и стабилизация солнечным давлением дают точность порядка 5° , которая может быть повышена до 1° путем демпфирования.

Что касается магнитной (и электромагнитной) ориентации, то она обеспечивает точность положения по ориентируемой оси до $0,5^\circ$.

Возможность применения той или иной системы ориентации зависит от высоты функционирования КА, типа применяемой сис-

темы, значений возмущающих моментов и моментов стабилизации.

7.2. ГРАВИТАЦИОННАЯ СИСТЕМА ОРИЕНТАЦИИ

Гравитационная система ориентации относится к пассивным системам и поэтому не требует для своего функционирования затрат энергии или массы, запасенных на борту КА. Она основана на использовании гравитационного момента, который возникает в случае, если КА спроектирован таким образом, что момент инерции относительно оси ориентации имеет значительно меньшее значение, чем момент инерции относительно других осей.

Такого эффекта можно добиться путем специальной компоновки в размещении масс КА, например в виде гантели или удлиненного цилиндра. Аналогично получается гравитационный момент, если на специальных штангах вынести за пределы КА грузы. Если через штанги осуществляется гибкая связь с КА, то возможно демпфирование колебаний вокруг устойчивого положения.

Подобная система эффективна для КА, совершающего орбитальный полет вокруг Земли на высотах орбиты, лежащей в пределах

$$200 \text{ км} < H < 2000 \text{ км}.$$

На высотах, меньших, чем указано, в диапазоне применения оказывается возмущающее влияние атмосферы. На больших высотах и при полетах в межпланетном пространстве система неэффективна из-за ослабленного гравитационного градиента поля Земли и недостаточного значения градиента поля тяготения Солнца.

Рассмотрим рис. 7.2. Если не существует разнесенных масс, связанных с КА, то суммарная сила, действующая на КА,

$$F = f \frac{mM}{R_s^2} - \frac{mV^2}{R_s} = 0.$$

При гибкой или жесткой связи разнесенных масс m_1 и m_2 (грузов), движущихся с одинаковой скоростью, но на высотах, отличающихся на некоторую малую величину, высота движения каждой разнесенной массы отличается от высоты движения их общего центра масс на величину $\pm l \sin \alpha / 2$. При этом на верхнем грузе возникает сила

$$\delta f = \frac{m_1}{R_s^2} \left(2f \frac{M}{R_s} - V^2 \right) \delta R,$$

а на нижнем грузе —

$$\delta f = \frac{m_2}{R_3^2} \left(V^2 - 2f \frac{M}{R_3} \right) \delta R,$$

или в общем случае —

$$\delta f = \pm \frac{m_i}{R_3^2} \left(V^2 - 2f \frac{M}{R_3} \right) \delta R,$$

$$\delta R_3 = \pm \frac{l}{2} \sin \alpha.$$

Гравитационный момент составит величину (см. рис. 7.2)

$$\delta M_{\text{грав}} = \delta F l \cos \alpha$$

или

$$M_{\text{грав}} = \frac{m l}{4 R_3} \left(V^2 - 2f \frac{M}{R_3} \right) \sin 2\alpha.$$

Гравитационный момент при $\alpha=0$ и $\alpha=\pi/2$ равен нулю и максимален при $\alpha=\pi/4$ (рис. 7.3). Следовательно, при $\alpha=0$ и $\alpha=\pi/4$ мы имеем две точки равновесия, но точка $\alpha=0$ является точкой неустойчивого равновесия: при увеличении угла α (а колебания КА всегда имеют место) гравитационный момент

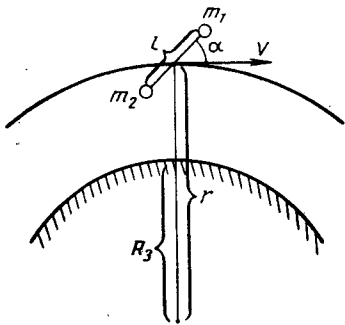


Рис. 7.2. Иллюстрация возникновения гравитационного момента

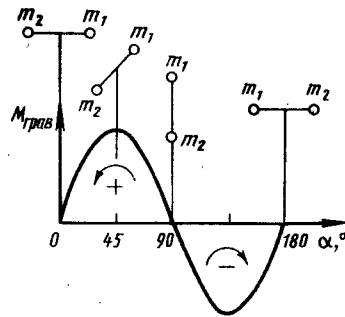


Рис. 7.3. Диаграмма изменения гравитационного момента

возрастает. В точке $\alpha=\pi/2$ положение устойчивое, и при небольшом отклонении по углу α в ту или иную сторону КА будет возвращаться к этому устойчивому положению.

Наличие гибких штанг или других устройств демпфирует колебания КА относительно положения равновесия при $\alpha=\pi/2$. При отсутствии демпфирования КА совершает колебания по углам тангажа и крена с частотой

$$f_{\text{КА}} = \omega \sqrt{\frac{3(J_x - J_z)}{J_z}},$$

где $\omega = V/R$ — средняя угловая скорость обращения КА вокруг

Земли; $J_x = J_y$, J_z — моменты инерции относительно осей, перпендикулярных продольной оси Z. J_z — момент инерции относительно продольной оси Z.

Точность гравитационной системы стабилизации составляет около 6° без демпфирования и может быть доведена до 1° при использовании той или иной системы демпфирования.

7.3. АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ СИСТЕМА ОРИЕНТАЦИИ

При движении КА по низким орбитам возможна ориентация КА вдоль вектора скорости путем использования следов атмосферы (рис. 7.4). Известно, что сила аэродинамического сопротивления зависит от плотности атмосферы ρ , которая на больших высотах мала, от квадрата скорости V , которая, напротив, велика:

$$X = \rho \frac{V^2}{2} c_x S_m.$$

Если величинами ρ и V мы управлять не можем, то путем подбора коэффициента c_x аэродинамического сопротивления и максимальной площади поперечного сечения S_m самого КА или специальной плоскости (сферического баллона, конуса и т. д.), размещенной на некотором расстоянии от КА на штанге или гибкой связи, возможна такая аэродинамическая ориентация (см. рис. 7.4).

При отклонении оси аппарата, ориентированного вдоль вектора скорости, на угол α от направления вектора скорости возникает аэродинамический стабилизирующий момент

$$M = \rho \frac{V^2}{2} c_x S_m l \sin \alpha,$$

где l — расстояние от центра масс (или точки крепления в случае гибкой связи) до центра давления. При небольших углах $\sin \alpha \approx \alpha$.

Вследствие вращения атмосферы с Землей появляется ошибка ориентации по углу рыскания в орбитальной системе отсчета

$$\Delta \varphi_{\text{max}} = \frac{V_{\text{атм}}}{V_3},$$

где $V_{\text{атм}}$ — скорость движения атмосферы; V_3 — угловая скорость Земли.

Так, при движении ИСЗ по круговой полярной орбите на высоте $H=200$ км $\Delta \varphi_{\text{max}} = 3,5^\circ$.

Система аэродинамической ориентации эффективна на высотах 200...400 км.

Начиная с высоты 2500 км возможно использование эффекта

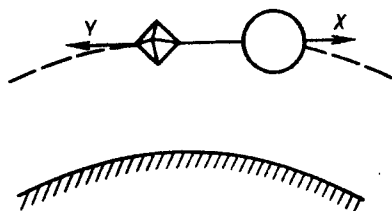
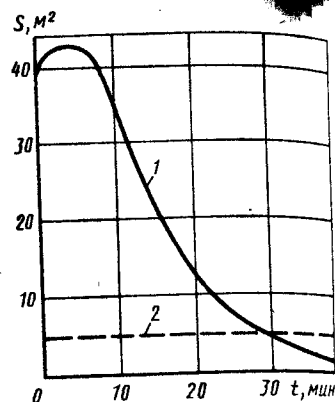


Рис. 7.4. Схема аэродинамической стабилизации

Рис. 7.5. График требуемой площади стабилизатора в зависимости от возмущающего момента во времени:
1 — возмущающий момент; 2 — располагаемый управляющий момент



давления солнечных лучей для создания системы, аналогичной системе аэродинамической ориентации.

В этом случае солнечное давление может быть вычислено по формуле

$$F_c = (1 + \zeta) \frac{F_0 S}{c} \sin^2 \alpha,$$

где ζ — отражательная способность экрана; F_0 — солнечная постоянная; S — площадь экрана; c — скорость света; α — угол атаки.

Стабилизирующий момент при этом составит

$$M_c = F_{c, \text{пр}} l,$$

где $F_{c, \text{пр}}$ — проекция стабилизирующей силы на направление, перпендикулярное плечу.

На рис. 7.5 приведены результаты сравнения требуемой и располагаемой площадей стабилизатора для КА, совершающего полет к Луне. Из рисунка видно, что только через 27 минут после старта стабилизатор площадью 5 м^2 для КА с моментом инерции $400 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$ способен парировать возмущающий момент.

7.4. ЭЛЕКТРОМАГНИТНАЯ СИСТЕМА ОРИЕНТАЦИИ

Такая система ориентации может быть либо пассивной, либо активной. Если на КА установить постоянные магниты, то они будут взаимодействовать с очень мощным магнитным полем Земли и соответствующим образом ориентировать в пространстве КА (рис. 7.6). Установка соленоидов или электромагнитов позволяет активно влиять на процесс взаимодействия электромагнитного поля КА с магнитным полем Земли.

Элементы электромагнитной системы ориентации могут при-

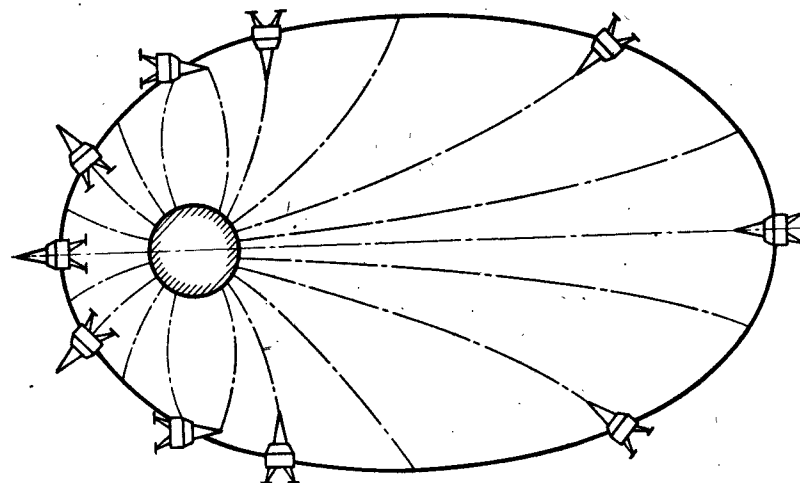


Рис. 7.6. Положение магнитоориентируемого КА относительно магнитного поля Земли

меняться для демпфирования колебаний КА при использовании других систем ориентации.

Система может применяться для КА, совершающих полет на высотах от 600 до 6000 км.

При пассивной ориентации (ориентация с помощью постоянных магнитов) стабилизирующий момент рассчитывается по формуле

$$L_{\text{пасс}} = -H_E \mu \sin \sigma,$$

где H_E — напряженность магнитного поля Земли; μ — магнитный дипольный момент; σ — угол между осью магнитного стержня и вектором магнитного поля Земли.

В свою очередь, магнитный дипольный момент

$$\mu = V B_{\text{ост}}$$

зависит от объема магнитного стержня V и индукционного магнитного поля $B_{\text{ост}}$.

При пассивной магнитной ориентации за период обращения ИСЗ совершает два оборота вокруг оси, перпендикулярной плоскости орбиты.

Момент взаимодействия электрического контура с геомагнитным полем (активная ориентация) может быть вычислен по формуле

$$L_{\text{акт}} = -\mu_0 n i F H_E \sin \sigma,$$

где μ_0 — магнитная проницаемость; n — число витков контура; F — площадь контура.

7.5. ОРИЕНТАЦИЯ И СТАБИЛИЗАЦИЯ С ПОМОЩЬЮ ГАЗОВЫХ СОПЛ

С помощью газовых сопл или микроракетных двигателей может осуществляться активная ориентация и стабилизация КА. Такие системы нашли широкое применение из-за их способности создавать большие управляющие моменты, которыми можно парировать любые возмущающие моменты (рис. 7.7).

Тяга газовых сопл может создаваться за счет энергии сжатого газа, разложения вещества, горения твердого или жидкого топлива. На рис. 7.8 показано расположение сопл и клапанов, распределяющих расход газа по соплам в зависимости от требуемого управления по крену, тангажу и рысканию КА.

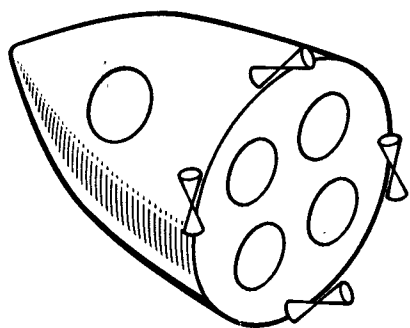


Рис. 7.7. Схема ориентации с помощью газовых сопл

В качестве рабочих тел в системах, использующих сжатый газ, обычно применяется азот или гелий, находящийся в баллонах под давлением 35 МПа. При давлении в камерах сопл порядка 0,07 МПа возникающий удельный импульс тяги составляет 70 с для азота и 170 с для гелия.

Управляющий момент, возникающий при использовании сопл, может быть рассчитан по формуле

$$M = A p_k F_{кр} l \cos \alpha,$$

где A — коэффициент, зависящий от показателя адиабаты; p_k — давление в камерах сопл; $F_{кр}$ — площадь критического сечения сопл; l — длина плеча момента; α — угол между направле-

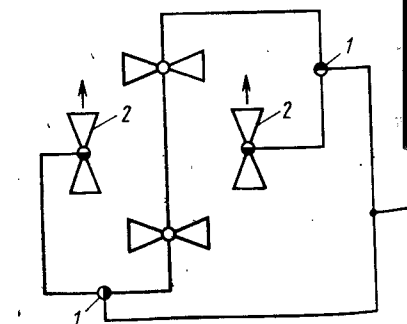
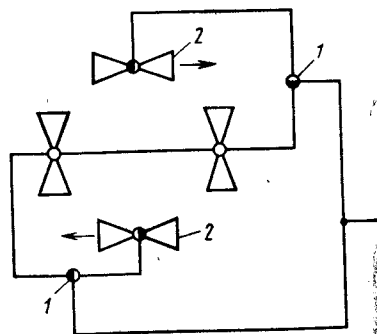


Рис. 7.8. Схемы управления газом: 1 — дроссели; 2 — сопла

нием газового потока и перпендикулярно к плечу.

Требуемый запас топлива для обеспечения ориентируемого полета зависит от точности по угловой скорости $\Delta\omega$ и точности по углу $\Delta\varphi$:

$$m_{ор} = \frac{J(\Delta\omega)^2}{P_{уд}/\Delta\varphi} t,$$

где J — момент инерции КА; $P_{уд}$ — удельный импульс тяги; l — плечо; t — время ориентируемого полета.

7.6. СИСТЕМА ОРИЕНТАЦИИ С ПОМОЩЬЮ ИНЕРЦИОННОГО МАХОВИКА, УСТАНОВЛЕННОГО В КАРДАННОМ ПОДВЕСЕ

Для ориентации спутников связи, находящихся на стационарных орбитах и имеющих массу более 2000 кг, используются инерционные маховики, установленные в двухстепенном карданном подвесе. Эта же система используется и для стабилизации. Для вращения маховика применяется электродвигатель. Ось собственного вращения маховика параллельна вектору орбитальной угловой скорости и формирует ось тангажа КА. Ось вращения внутренней рамы подвеса параллельна вектору линейной скорости, а ось вращения внешней рамы направлена по местной вертикали. Такое расположение системы на борту КА является наилучшим с точки зрения качества управления. Маховик в режиме ориентации вращается с некоторой угловой скоростью, величина которой может регулироваться в некоторых заранее заданных пределах. Управляющий момент по оси тангажа создается в случае малых отклонений ИСЗ по крену и рысканию (рис. 7.9).

Управление положением КА по осям крена и рыскания определяется постоянным кинетическим моментом маховика и обеспечивается управляющими моментами, прикладываемыми к рамам карданного подвеса.

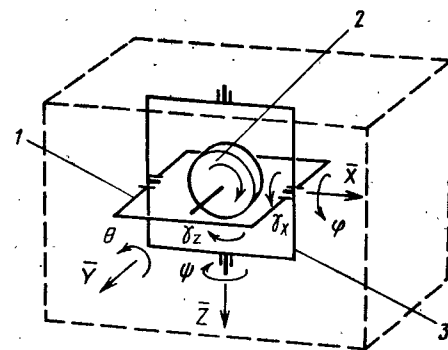


Рис. 7.9. Схема системы с инерционным маховиком, установленным в двухстепенном карданном подвесе:

1 — внутренняя рама; 2 — маховик; 3 — внешняя рама

Система с гиромаховиком позволяет управлять ориентацией ИСЗ относительно всех трех осей.

Поскольку существует взаимосвязь движений ИСЗ по крену

и рысканию, то для цели ориентации можно использовать лишь один датчик горизонта Земли, информация с которого подается лишь в каналы тангажа и рыскания.

Взаимодействие вращающегося маховика и КА, совершающего вращение относительно центра масс, описывается уравнением

$$M = J_{\text{КА}} \dot{\varphi} = J_{\text{мах}} \omega_{\text{мах}}$$

где M — кинетический момент; $J_{\text{КА}}$ — момент инерции КА; $J_{\text{мах}}$ — момент инерции маховика; $\dot{\varphi}$ — угловое ускорение КА; $\omega_{\text{мах}}$ — угловая скорость маховика относительно КА.

Угол отклонения КА зависит от времени и описывается уравнением

$$\varphi = \varphi_0 + \frac{J_{\text{мах}}}{J_{\text{КА}}} \omega_{\text{мах}} t$$

Примеч

$$\dot{\varphi} = \frac{J_{\text{мах}}}{J_{\text{КА}}} \omega_{\text{мах}}$$

$$\omega_{\text{мах}} = \text{const},$$

где φ — угол отклонения КА; t — текущее время.

Особенно эффективны инерционные маховики при воздействии на КА знакопеременных возмущений.

Когда на КА воздействуют постоянные возмущения, то угловая скорость инерционных маховиков приближается к максимальной. В этом случае управление такой системой становится затруднительно. Для снятия возмущения необходимо включить управляющий ракетный двигатель.

7.6.1. Характеристики систем с инерционным маховиком

К настоящему времени разработано большое число самых разнообразных систем, реализующих способ ориентации с применением инерционного маховика, установленного в карданном подвесе. Одной из таких систем была система GRASP конструктивно состоящая из гиромаховика и электронного блока управления. Она была предназначена для управления ориентацией стационарного спутника связи с инерционными характеристиками $J_x = J_z = 1354 \text{ кг} \cdot \text{м}^2/\text{с}$, $J_y = 0,5 J_x$.

Блок гиромаховика включает в себя инерционный маховик с относительно низкой угловой скоростью и двухстепенной подвес с ортогональными осями вращения. С помощью шаговых двигателей осуществляется поворот каждой рамы подвеса. Управляющая команда на шаговый двигатель подается в виде

последовательности импульсов со специального устройства, преобразующего напряжение в частоту. При этом имеются датчики углов поворота, которые контролируют положение каждой рамы подвеса.

Характеристики блока гиромаховика приведены ниже.

| | |
|--|--------|
| Масса, кг | 11,35 |
| Потребляемая мощность, Вт | 3,5 |
| Длина, м | 0,280 |
| Диаметр, м | 0,300 |
| Номинальная угловая скорость, рад/с | 105 |
| Номинальный кинетический момент, $\text{кг} \cdot \text{м}^2/\text{с}$ | 9,4 |
| Максимальная угловая скорость разворота рамы подвеса, рад/с | 0,0175 |
| Максимальный угол разворота рамы подвеса, рад | 0,35 |

Законы управления инерционным маховиком, шаговыми двигателями, газореактивными двигателями системы разгрузки реализуются на цифровых элементах, конструктивно объединенных в единый блок электроники массой около 4 кг и имеющем габаритные размеры $0,15 \times 0,20 \times 0,13 \text{ м}$, средняя потребляемая мощность составляет 12 Вт.

Поскольку основным возмущающим моментом для стационарного ИСЗ является момент от солнечного давления, то он описывается около каждой оси уравнением

$$M_i = \sum_{n=0}^3 (A_{in} \cos n \omega_0 t + B_{in} \sin n \omega_0 t),$$

где $\omega_0 = 7,25 \times 10^{-5} \text{ рад/с}$ — орбитальная угловая скорость.

Значения коэффициентов приведены в табл. 7.1.

Амплитуда ошибки ориентации по рысканию в случае отсутствия компенсации в законе управления внешнего возмущения составляет $0,94^\circ$. При компенсации постоянной и периодической составляющих возмущения ошибка уменьшается до $0,5^\circ$.

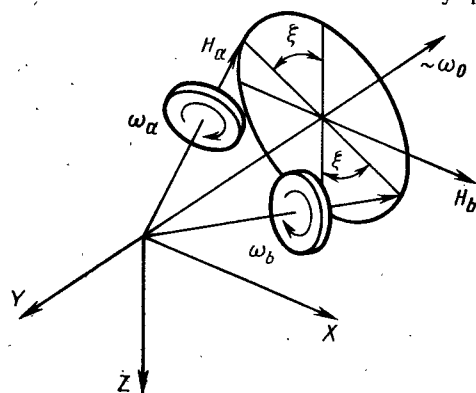
7.6.2. Система стабилизации и ориентации ИСЗ с двумя инерционными маховиками

Для управления ориентацией связанного стационарного ИСЗ можно использовать блок из двух инерционных маховиков, оси вращения которых жестко закреплены по отношению к корпусу ИСЗ (рис. 7.10). Направление связанных с корпусом осей координат выбрано обычным, т. е. ось X — ось крена совпадает с направлением полета, а ось Y — ось тангажа направлена противоположно орбитальной угловой скорости.

С целью сканирования горизонта оси вращения маховиков расположены под углом друг к другу. На ИСЗ «Нимбус» оси вращения маховиков совпадают, а направления вращения противоположны. При этом вектор результирующего кинетического

Таблица 7.1.

| Обозначение | Коэффициенты, кг · м ² | | |
|---------------------|-----------------------------------|-----------------|------------------|
| | по углу крена | по углу тангажа | по углу рыскания |
| $Ai0 \cdot 10^{-6}$ | -0,815 | 2,172 | 0 |
| $Ai1 \cdot 10^{-6}$ | 7,48 | -4,75 | -8,69 |
| $Ai2 \cdot 10^{-6}$ | 0 | 0 | 0 |
| $Ai3 \cdot 10^{-6}$ | 0 | 0 | 0 |
| $Bi1 \cdot 10^{-6}$ | 8,69 | 7,57 | 1,9 |
| $Bi2 \cdot 10^{-6}$ | 0 | 0 | 0 |
| $Bi3 \cdot 10^{-6}$ | 3,3 | 0 | 2,44 |



момента в случае номинальной ориентации ИСЗ совпадает с отрицательным направлением оси тангажа и перпендикулярен плоскости орбиты. Желаемая форма траектории сканирования может быть получена дополнительным разворотом плоскости векторов кинетических моментов маховиков вокруг оси тангажа на некоторый угол ξ по отношению к плоскости тангаж — рыскание (см. рис. 7.10). Выбранное положение маховиков позволяет одинаковым изменением их угловой скорости управлять ориентацией ИСЗ по тангажу, приращению скоростей маховиков, противоположные по знаку, обеспечивают управление ориентацией ИСЗ по крену.

Наряду с высокоточной системой ориентации с двумя инерционными маховиками на борту ИСЗ установлена более грубая

Рис. 7.10. Схема системы с двумя инерционными маховиками

газореактивная система, предназначенная для разгрузки маховиков и проведения различных поворотных маневров ИСЗ, которые связаны, например, с коррекцией параметров орбиты. В системе управления используется лишь один датчик горизонта Земли.

7.7. ОРИЕНТАЦИЯ С ПОМОЩЬЮ БЛОКА СВОБОДНЫХ ГИРОСКОПОВ

Системы управления ориентацией, которые используют управляющие трехстепенные гироскопы (рис. 7.11), имеют ряд преимуществ по сравнению с системами, использующими инерционные массы.

В такой системе при отсутствии ограничений на углы поворота рам подвеса поверхность, которую описывает конец вектора кинетического момента гироскопа, является сферой. Поэтому этот вектор может быть направлен в любом желаемом направлении

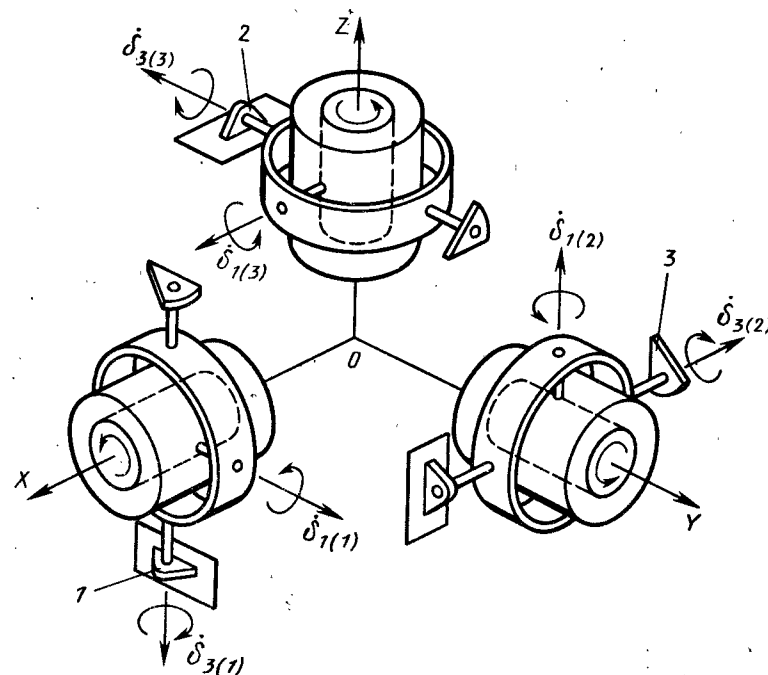


Рис. 7.11. Схема системы, использующей трехстепенные гироскопы управления относительно осей: 1 — OX; 2 — OZ; 3 — OY

нии, что значительно облегчает решение вопроса о выборе ориентации исполнительного устройства по отношению к ИСЗ и исключает опасность насыщения в системе.

Управляющие моменты в системе определяются командной угловой скоростью разворота рам подвеса гироскопа. Идеальным является случай, при котором управляющие моменты, прикладываемые к ИСЗ, в точности равны моментам, которые определяются выбранным законом управления. Идеальный случай может иметь место при условии автономности процессов управления по осям, т. е. при отсутствии перекрестных связей, и при условии, что динамика исполнительного устройства может быть описана динамикой звена первого порядка. Но наличие собственных моментов инерции рам подвеса, сил трения в опорах и других неучтенных факторов приводит к тому, что реальная динамика системы отличается от идеальной. Кроме того, следует учитывать влияние на динамику различных нелинейностей в системе, например, квантования по уровню сигналов управления при использовании в контуре управления цифрового носителя. Для больших КА, имеющих, например, устройства стыковки, большие панели солнечных батарей, при точной оценке динамики системы следует учитывать влияние нежесткости конструкции.

УСТРОЙСТВО И ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ КОСМОДРОМА С ТРАНСПОРТНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМОЙ

8.1. КОСМОДРОМ

Ракетно-космические системы в большей степени, чем системы других ЛА, «привязаны» к Земле, они сильнее зависят от служб подготовки и осуществления пуска.

Наземный комплекс (космодром) представляет собой специальным образом подготовленные земельные участки с сооружением и оборудованием, обеспечивающими сборку, подготовку к пуску и сам пуск ТКС, траекторные измерения, выдачу команд исполнительным органам ТКС, а также прием и обработку телеметрической информации (рис. 8.1). В состав космодрома входят и земельные (водные) участки (зоны отчуждения), предназначенные для падения отработавших ракетных блоков и для посадки аппаратов, возвращаемых на Землю, а также участки для проведения экспериментальной отработки и испытаний отдельных систем, агрегатов и оборудования (рис. 8.2).

Космодром является научно-исследовательским центром и производственной базой космической техники.

Космодром может иметь одну или несколько трасс пуска, в направлении которых проходит траектория активного участка ТКС. При этом важную роль играют зоны отчуждения — пустынные или малонаселенные места, предназначенные для падения частей конструкции РКС как в штатном режиме, так и в аварийных ситуациях.

Выбор места для космодрома определяется целым рядом факторов. Так, для запуска связных ИСЗ требуются стационарные орбиты, лежащие в плоскости экватора, поэтому желательно космодром размещать ближе к экватору (тогда меньше энергетические затраты на изменение плоскости орбиты). Кроме того, при выводе ИСЗ в восточном направлении используется суточное вращение Земли: скорость аппарата складывается из скоростей, приобретенных им за счет работы ДУ и за счет вращения Земли, причем на экваторе этот эффект максимален. Разница в приращении скорости при запуске с экватора (французский полигон Куру) по сравнению с полигоном Байконур составляет 149 м/с. Следовательно, одной и той же РН при запуске с экватора можно вывести на орбиту полезный груз большей массы.

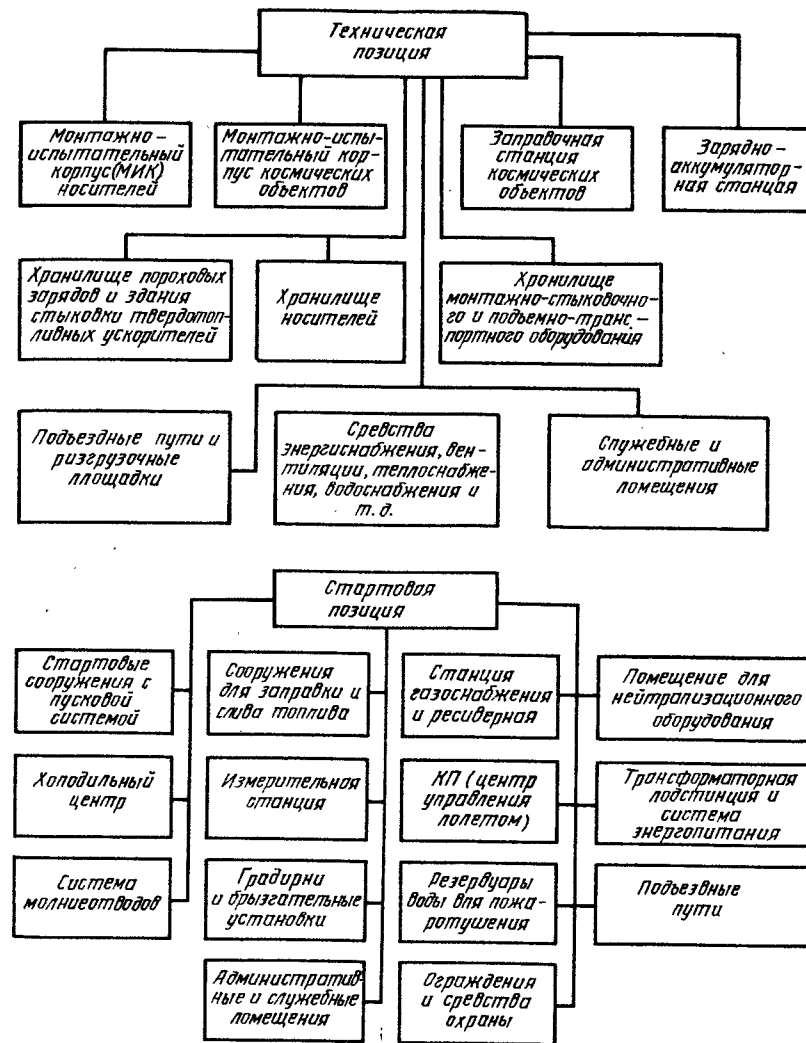


Рис. 8.1. Состав технической и стартовой позиций

транспортом или по шоссейным дорогам. На технической позиции все работы по сборке, монтажу и испытаниям отдельных узлов и агрегатов и РН с КА в целом проводятся в монтажно-испытательном корпусе (МИКе). Если в составе РН имеются ступени с РДТТ, то для последних строится отдельный МИК.

Горизонтальная сборка ступеней РН ведется на монтажно-стыковочных тележках, передвигающихся по железнодорожным путям, проложенным в МИКе. В общем случае помимо монтажно-стыковочных тележек в МИКе имеются стапели сборки, технологические тележки, стыковочные машины, манипуляторы. Стапели сборки — это монтажные устройства, применяемые при горизонтальной сборке РН. Они позволяют изменять положение РН, обеспечивая удобный доступ ко всем элементам ступеней, по которым осуществляется стыковка. Стыковочно-монтажная тележка обеспечивает подачу ступеней РН к месту сборки и стыковки сопрягаемых элементов. Как правило, она оборудуется устройствами для крепления стыкуемого КА в транспортируемом положении, механизмами и приспособлениями для разворота и перемещения его в пространстве с целью совмещения соединительных узлов ступеней.

Стыковочные машины применяются для доставки КА в МИК и пристыковки его к РН при горизонтальном методе сборки. Если они оборудуются устройствами для поддержания температуры и влажности воздуха в заданных пределах, то называются изотермическими.

После испытаний отдельных ступеней РН собирается в горизонтальном (или вертикальном) положении на сборочном стапеле или пусковой платформе мостовыми кранами. Затем проводятся автономные и комплексные испытания лабораториях МИКа с помощью контрольно-проверочной аппаратуры. Если РН собирается и испытывается в горизонтальном положении, то она после этого с помощью кранов и траверс перекладывается на транспортно-установочный агрегат или транспортно-установочную тележку.

Для КА в зависимости от его сложности может быть построен отдельный МИК или специализированное помещение в основном МИКе.

После сборки и испытаний КА направляется на заправочную станцию, состоящую из компрессорной станции и заправочных устройств жидкими компонентами. Компрессорная станция представляет собой установку для получения сжатого воздуха и других газов (азота, гелия). Она имеет в своем составе компрессор с приводом, холодильники, блоки адсорбционной осушки, регенерационную установку для восстановления рабочего состояния адсорбента, пневмомагистраль, контрольно-измерительные приборы, щиты управления и контроля. Давление

сжатого газа, подаваемого компрессорной станцией космодрома, составляет 23...40 МПа; точка росы не выше —55°C. Масса жидких компонентов, заправляемых в КА, может составлять от нескольких килограмм до нескольких тонн, в связи с чем применяются самые разнообразные методы дозирования: малые количества дозируются по массе, большие — по объему. Перед заправкой компоненты термостатируются и в отдельных случаях подвергаются деаэрации. Одновременно перед заправкой вакуумируются для удаления воздуха топливные баки и часть заправочных трактов до разрывных мембран.

Производится заправка сжатыми газами баллонов высокого давления, а после заправки компонентами топлива — формирование газовой подушки топливных баков с помощью гелия (или другого инертного газа).

Все технологические операции фиксируются системой датчиков, так что показания их отображаются на световых табло и приборах пультов систем дистанционного и автоматического управления.

После автономных и комплексных проверок КА подается в МИК для пристыковки к РН. Затем снова проводятся проверки правильности стыковки, прозваниваются кабельные сети РН и КА. После транспортировки на стартовую позицию РН с КА устанавливается на пусковую установку (пусковое сооружение) установщиком, грузоподъемным краном или с использованием комбинированного способа. Установка включает в себя подъем (кантование) РН из горизонтального положения в вертикальное, сближение опор пускового устройства и опорных элементов РН до соприкосновения, передачу усилий от ракеты на пусковое устройство. В настоящее время установка собранных РН на пусковом устройстве производится установщиками, хотя иногда применяют также вертикальную сборку РН кранами из отдельных ступеней непосредственно на пусковом устройстве (РН «Сапфир-5», «Титан-3»).

Установка РН с КА на пусковое устройство длится от 0,5 до 3 ч и может проводиться при скорости ветра до 20 м/с и при температурах окружающего воздуха от —40 до 50°C.

Установщики бывают подвижные и стационарные, но подвижные более распространены: они кроме установки обеспечивают и транспортировку собранной РН с КА с технической позиции на стартовую. Такие установщики называются транспортно-установочными агрегатами.

После установки РН в вертикальное положение сближают ее опорные элементы с опорами пускового устройства и передают вес РКС на пусковое устройство. Затем устанавливаются ветровые захваты, которые удерживают ракету в вертикальном положении и не допускают ее опрокидывания при ветре, а тележку опускают в горизонтальное положение и убирают.

С пусковых установок стартуют ТКС массой до 3000 т, диаметром более 10 м и высотой свыше 100 м, РН с ЖРД и РДТТ. При пуске пусковые устройства находятся под действием мощных высокотемпературных газовых струй ракетных двигателей; в районе стартовых позиций возникают акустические поля большой интенсивности.

После проверки и контроля правильности положения РН с КА на пусковой установке осуществляется подвод топливных, электрических, пневматических и других коммуникаций, РН заправляется компонентами топлива и сжатыми газами, проверяется на функционирование отдельных элементов.

Современные заправочные системы подают на борт РН десятки и сотни тонн окислителя и горючего. Эти компоненты могут быть криогенными (жидкие кислород, водород, фтор) и высококипящими (азотная кислота, четырехокись азота, керосин, несимметричный диметилгидразин). Заправка осуществляется со скоростью несколько тысяч литров в минуту с погрешностью дозирования 0,3%. Расходы газа при заправке достигают 150 кг/с (при 20 МПа), а воздух, азот, гелий могут находиться под давлением до 40 МПа.

Для работы с РН и КА на пусковом устройстве используются башни и фермы обслуживания. Поскольку некоторые РН с КА могут иметь свыше 10 отсеков, а верхние из них могут располагаться на высоте свыше 100 м, то высота башен обслуживания достигает 125 м (при сторонах основания 40×40 м и массе около 4500 т).

Испытательное оборудование помимо испытательной аппаратуры МИКа включает аппаратуру стартового комплекса, а также средства измерительного комплекса космодрома. Для питания оборудования и аппаратуры как испытательной, так и РН и КА специальными токами и постоянным током напряжением 27...30 В служит электросиловое оборудование.

На стартовой позиции имеется:

специальное оборудование для нейтрализации пролитого топлива и остатков токсичных компонентов и их паров в процессе заправки, а также элементов РН после слива топлива при несостоявшемся пуске, эта нейтрализация осуществляется при помощи газов и жидкостей, которые выбираются в зависимости от химических свойств компонентов топлива. После проведения нейтрализации баки и гидромагистрали просушиваются горячим воздухом или азотом;

противопожарное оборудование для защиты стартовой площадки (при случайном возгорании пролитых компонентов топлива и при взрыве РН на старте), включающее водяные, парогазовые и пенные системы.

После окончания подготовки РН и КА к пуску проводится их запуск.

При несостоявшемся пуске топливо сливается, баки нейтрализуются и высушиваются, производится снятие РКС и транспортировка ее обратно на техническую позицию.

8.3. ФУНКЦИОНИРОВАНИЕ КОСМОДРОМА

С помощью контрольно-измерительного комплекса космодрома осуществляется контроль подготовки РН с КА к пуску, функционирования РН и КА в полете и определения элементов траектории. Этот комплекс на трассе полета имеет несколько измерительных пунктов с радиотехнической и оптической аппаратурой, с автоматической обработкой и передачей данных в вычислительный центр космодрома. Посредством определенного расположения измерительных пунктов по трассе полета обеспечивается непрерывное слежение за РН и КА в полете.

Подобно тому, как крупные порты одновременно являются центрами судостроительной промышленности, наблюдается перенесение части производств на космодром. На крупных космодромах организовано производство некоторых компонентов топлива, элементов КА.

Таким образом, современный космодром представляет собой сложное и многоотраслевое предприятие, занимающее обширную территорию, насыщенную транспортными и инженерными коммуникациями, линиями связи и электропередач. Размеры территории космодрома могут составлять сотни квадратных километров, обслуживающий персонал — десятки тысяч человек, стоимость создания космодрома и его оборудования — несколько миллиардов рублей.

В нашей стране функционируют космодромы Байконур, Капустин Яр, Плесецк, в США — Восточный и Западный испытательные полигоны и полигон Уоллопс, во Франции — Куру, в Японии — Утиноура, Танегасима, в КНР полигон Чанчэнцзе, в Италии — Сан-Марко, в Индии — Шри харикота.

Ряд других стран имеют небольшие ракетные полигоны, на которых испытывается ракетная и космическая техника, а также осуществляются пуски исследовательских ракет.

П1. ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ К КОНСТРУКТИВНО-КОМПОНОВОЧНЫМ СХЕМАМ И ОСНОВНЫМ СИСТЕМАМ И АГРЕГАТАМ ТРАНСПОРТНЫХ ПИЛОТИРУЕМЫХ КА

К пилотируемым КА из-за наличия на борту человека предъявляются очень жесткие требования по надежности, имея в виду высокий уровень вероятности безотказной работы, поэтому в конструктивно-компоновочной схеме широко применяют дублирование и троирование. При разработке конструктивно-компоновочной схемы стремятся к простоте, компактности, минимальной массе. Помимо дублирования необходимо предусмотреть аварийное спасение экипажа на всех этапах полета. Следует учитывать, что КА функционирует и как самостоятельный аппарат, и аппарат в составе носителя, поэтому рациональная компоновка должна обеспечивать такое сочетание.

Когда КА функционирует как самостоятельный аппарат, то требуется:

оптимальное размещение агрегатов КА и аппаратуры. С одной стороны, необходимо обеспечить рациональное использование объема (внутреннего свободного пространства) с целью уменьшения массы конструкции, повысить эффективность терморегулирования; с другой — (и это противоречие предыдущему) обеспечить удобный доступ для демонтажа (при замене) и регулировки бортового оборудования;

обеспечить минимальное смещение центра масс в процессе функционирования КА и минимальное изменение моментов инерции относительно координатных осей при расходовании топлива;

для спускаемых аппаратов, входящих в состав пилотируемых КА, — минимальное смещение фокуса СА при номинальных режимах полета;

обеспечение необходимой центровки КА с точки зрения минимального влияния динамических нагрузок и неравномерности распределения масс в полете на работу систем ориентации и стабилизации;

удобство монтажа и сборки КА;
взаимозаменяемость отдельных отсеков; агрегатов и систем КА;

удобство стыковки и отделения КА от РН;
удобство и безопасность эксплуатации КА;
широкое применение стандартизации и унификации отдельных элементов и систем КА;

перспективность конструкции, допускающей совершенствование КА в пределах данной конструктивно-силовой схемы.

В процессе разработки КА следует применять наиболее эффективные конструкционные, теплозащитные и теплоизоляционные

материалы, выбирать которые следует с учетом технологии изготовления.

П2. КОНСТРУКТИВНО-КОМПОНОВОЧНЫЕ СХЕМЫ И УСТРОЙСТВА КА

П2.1. «Восток»

Первые шесть советских одноместных КА получили наименование «Восток» и были предназначены для осуществления первых полетов человека в космическое пространство. Полетам человека предшествовали пять запусков КА в автоматическом варианте и с животными на борту.

КА «Восток» состоял из двух основных частей: спускаемого аппарата А (рис. П2.1.), являющегося кабиной пилота, и приборно-агрегатного отсека Б, предназначенного для размещения аппаратуры, функционирующей при движении по орбите, а также тормозной двигательной установки КА.

Орбита КА ($h_d=180$ км, $h_c=235$ км) выбиралась так, чтобы в случае отказа тормозной двигательной установки (ТДУ) снижение и спуск СА осуществлялись за счет торможения его в атмосфере.

Расходуемые материалы (запасы пищи, воды, регенерационных веществ и емкость источников электропитания) были рассчитаны на десятисуточный полет. В полете бортовая аппаратура работала по определенной программе, обеспечивая измерение параметров орбиты, передачу на Землю телеметрической информации и телевизионного изображения космонавта, двухстороннюю радиосвязь с Землей, поддержание на борту КА заданного температурного режима, кондиционирование воздуха в кабине пилота. Управление работой бортовой аппаратуры осуществлялось автоматически с помощью бортовых программных устройств, а также путем подачи команд с Земли, а при необходимости — пилотом-космонавтом.

Ориентирование КА во время полета по орбите и на участке спуска осуществлялись с помощью системы ориентации. При работе системы ориентации одна ось КА была направлена по местной вертикали к Земле, другая — перпендикулярно плоскости орбиты, третья — продольная ось КА — перпендикулярно к первым двум, вдоль линии пересечения плоскости орбиты с плоскостью местного горизонта. По завершении программы полета, перед посадкой, по команде от бортового программно-временного устройства или космонавтом производилось ориентирование в определенном направлении — по Солнцу. При отказе автоматической системы ориентация осуществлялась космонавтом вручную с помощью оптической системы «Взор».

Для спуска на Землю в заданной точке орбиты включается

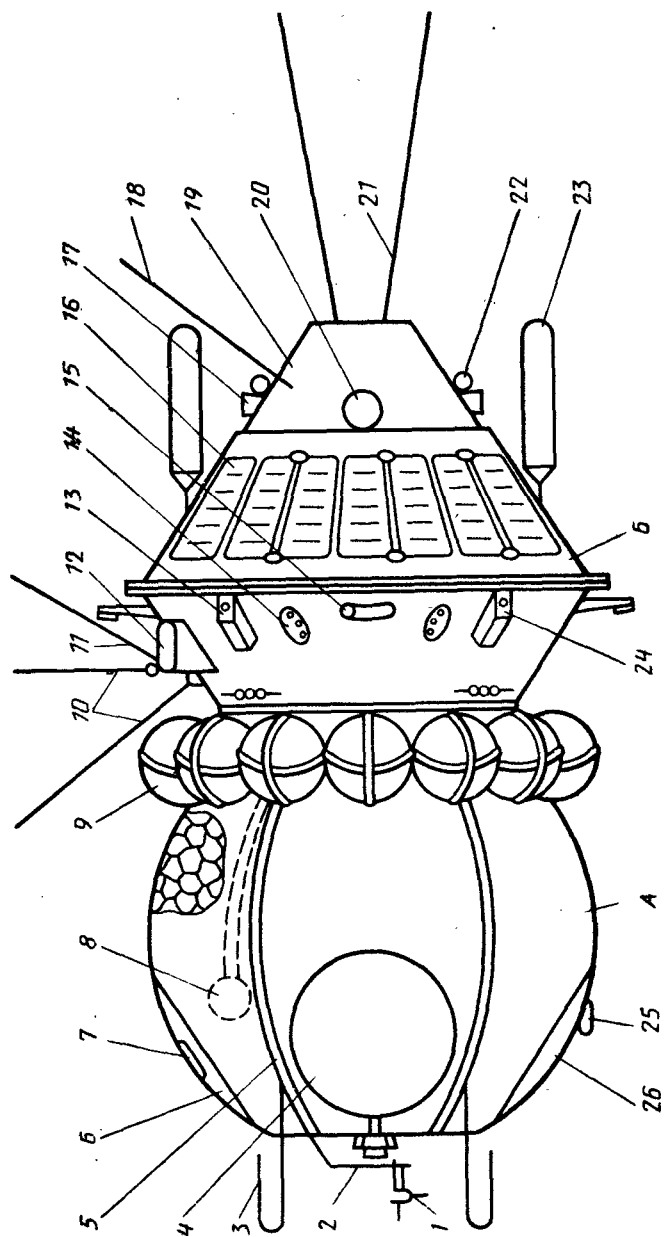


Рис. П2.1. КА «Восток»

ТДУ, за счет работы которой происходит уменьшение скорости КА на требуемую расчетную величину. После этого КА переходит на траекторию спуска, СА отделяется от приборно-агрегатного отсека. СА с космонавтом тормозится в атмосфере, а приборно-агрегатный отсек сгорает в ее плотных слоях. Траектория движения СА выбирается такой, чтобы максимальная перегрузка не превышала 10 единиц (допустимая для человека). На высоте 7 км включается система приземления. По команде от барометрических реле сбрасывается крышка катапультного люка, и космонавт катапультируется из СА, приземляясь на парашюте. Возможно приземление космонавта и в СА. Скорость приземления космонавта — 6 м/с, СА — 10 м/с.

Протяженность участка спуска — около 8000 км, продолжительность — около 30 мин. На этой дальности осуществляется приземление СА с высокой точностью (10 км), что связано с совершенством системы управления СА и точностью определения элементов орбиты наземным измерительным комплексом, ошибки которого непосредственно влияют на отклонение точки приземления. Ошибка в определении скорости КА на 1 м/с дает ошибку в определении точки приземления на 50 км. Ошибка в определении высоты в точке включения ТДУ на 100 м приводит к отклонению точки приземления на 4,5 км, а ошибка в направлении вектора скорости по отношению к местному горизонту на одну угловую минуту приводит к отклонению на 50...60 км.

Для предохранения конструкции от воздействия высоких температур за счет кинетического нагрева внешняя поверхность СА покрыта слоем тепловой защиты (ИЗП). Как показали Аллен и Эггерс [18], полное количество теплоты, подведенное к оболочке за время движения КА в плотных слоях атмосферы, можно представить в виде

$$Q = \frac{1}{2} \frac{c_{хтр}}{c_{xa}} (E_{к.нач} - E_{к.кон}),$$

где c_{xa} — коэффициент лобового сопротивления, который включает в себя коэффициенты волнового сопротивления трения и данного сопротивления, т. е.

$$c_{хтр} = c_{хв} + c_{хтр} + c_{хг},$$

$E_{к.нач}$ — начальная кинетическая энергия СА; $E_{к.кон}$ — конечная кинетическая энергия СА.

Существуют два способа уменьшения количества теплоты, выделяющейся во время движения СА:

1) СА придается хорошо обтекаемая иглообразная форма, для которой $c_{хв} \approx c_{хг} \approx 0$, а $c_{xa} \approx c_{хтр}$; тогда

$$Q = \frac{1}{4} (m_{нач} U_{нач}^2 - m_{кон} U_{кон}^2),$$

где $m_{\text{нач}}$ $m_{\text{кон}}$ — массы СА начальная и конечная соответственно; $U_{\text{нач}}$ $U_{\text{кон}}$ — скорости СА начальная и конечная соответственно, т. е. снижение подводимой к СА теплоты достигается путем уменьшения потерь кинетической энергии;

2) увеличение аэродинамического сопротивления. Для плохо обтекаемых тел (например, для сферы $c_{x_a} \approx 1$, сегментального тела $1 < c_{x_a} < 2$) велика составляющая c_{x_b} ($c_{x_{тр}} \approx 0,02$), тогда

$$c_{x_a} > c_{x_{тр}} \text{ и } E_{k, \text{нач}} \gg E_{k, \text{кон}}$$

При втором способе основная часть кинетической энергии расходуется на создание мощного отсоединенного прямого скачка уплотнения и вовлечения в движение большого объема воздуха, причем

$$Q < 0,01 E_{k, \text{нач}}$$

Происходит значительное торможение СА уже в верхних слоях атмосферы. С учетом всего этого с целью уменьшения массы ТЗП и СА в целом форма спускаемого аппарата выбрана сферической:

во-первых, сфера обладает минимальной поверхностью при заданном объеме;

во-вторых, центр приложения аэродинамических сил на всех режимах полета не перемещается и находится в центре сферы (поэтому достаточно сместить центр масс вперед по направлению движения, чтобы движение СА было устойчивым);

в-третьих, сфера хорошо изучена в различных экспериментах. Диаметр СА равен 2,3 м (при объеме кабины космонавта 5 м³). Механическая связь СА и приборно-агрегатного отсека осуществляется с помощью стяжных лент 5 с быстроразъемными замками, которые крепятся к переднему шпангоуту приборного отсека. Здесь же находится датчик, фиксирующий разделение СА и приборно-агрегатного отсека. Разделение происходит с помощью пружинного толкателя 34 (рис. П2.2), расположенного в центре переднего съемного днища приборного отсека.

Космонавт в КА размещается на катапультируемом кресле установленном на роликах в центре СА на двух рельсовых направляющих. Относительно оси РН космонавт размещается лицом вперед, чтобы обеспечить ему наиболее удобную позу, при которой перегрузки на активном и пассивном участках наиболее благоприятны (грудь — спина). Катапульта 32 установлена за стенкой кресла космонавта, которое является его рабочим местом в полете и используется для аварийного покидания и при приземлении. В КА «Восток» космонавт находится в защитном скафандре, который обеспечивает жизне- и работоспособность даже в случае разгерметизации кабины.

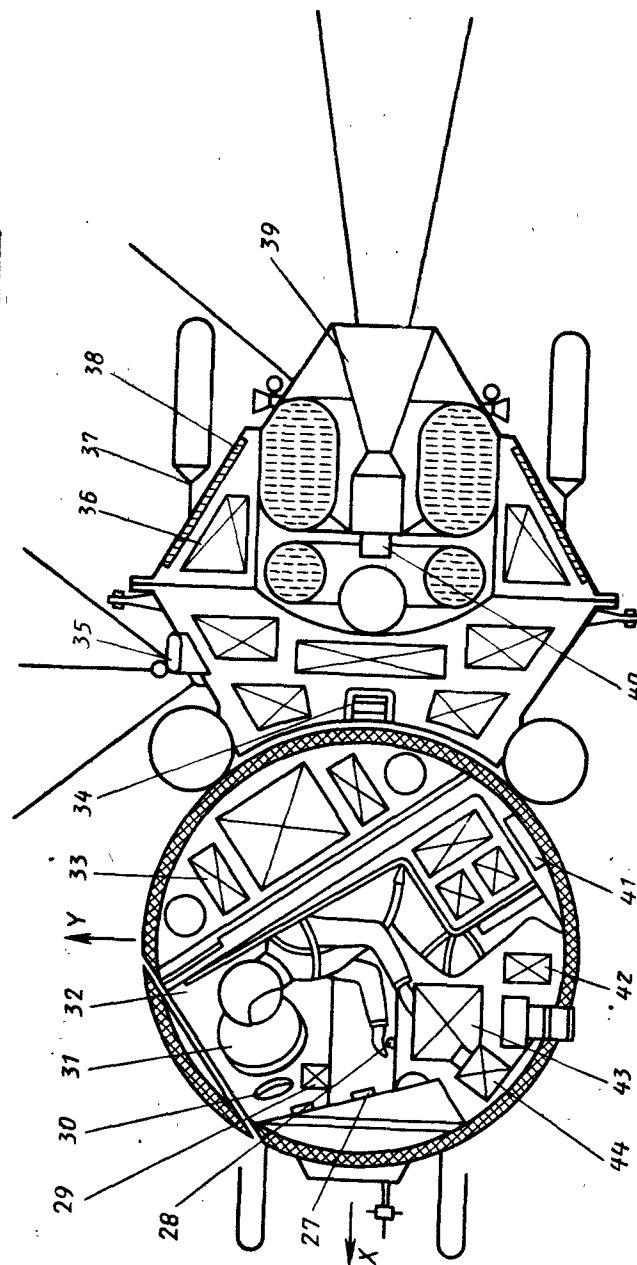


Рис. П2.2. Компоновка КА «Восток»

В корпусе кресла космонавта расположены: катапультная установка и блок из двух ракетных двигателей (ускорителей); пиротехнические устройства и автоматика катапультирования с источниками тока; отделяемая спинка с привязной системой для фиксации тела при катапультировании и спуске на парашюте; парашютные системы; система вентиляции скафандра и парашютный кислородный прибор; носимый аварийный запас (пищи, воды, снаряжения) и радиосредства для связи и пеленгации 41.

На корпусе СА расположены три люка, два из которых являются быстрораскрывающимися и отстреливаются с помощью пиротехнических средств. Люк № 1, расположенный над головой космонавта 6 (см. рис. П2.1), служит для входа в СА, катапультирования или выхода. Имеется устройство для открытия люка снаружи 7. Люк № 2 (4) расположен слева от космонавта и предназначен для парашютных систем. Люк № 3 (26), расположенный в области ног космонавта, является технологическим. На этом люке имеется иллюминатор, на котором смонтирован оптический ориентир системы «Взор» 25, с помощью которого при правильной ориентации корабля относительно вертикали космонавт видит в поле зрения изображение горизонта в виде кольца.

Справа в верхней полусфере на корпусе СА находится еще один иллюминатор 30 (см. рис. П2.2). Иллюминаторы снабжены жаропрочными стеклами. Перед космонавтом расположена приборная доска 27. Пульт управления установлен слева от космонавта на парашютном контейнере, где находятся рукоятки включения ручной ориентации 29, управления шторами иллюминаторов, управления радиотелефонной системой, системами кондиционирования и регулирования температуры воздуха в кабине, а также включения тормозного двигателя. Ручка управления ориентацией корабля 28 находится под правой рукой космонавта.

Справа от люка № 1 на ферме установлены источники электропитания системы энергоснабжения КА и бортовой аккумулятор питания 31, а за креслом и частично справа и слева от него находятся блоки системы кондиционирования воздуха, система записи сохраняемой информации, блока аварийной системы терморегулирования, автоматика и аппаратура катапультирования 33.

Система кондиционирования поддерживает в кабине нормальные давление, концентрацию кислорода и углекислого газа (не выше 1%), температуру на уровне 15...22°C, относительную влажность в пределах 30...70%. Регенерация воздуха осуществляется автоматически с использованием высокоактивных химических соединений.

Отвод теплоты из кабины производится продувкой воздуха сквозь радиатор-теплообменник, через который циркулирует

жидкий хладагент. Температура в кабине поддерживается стабильной. Расход воздуха через радиатор зависит от температуры в СА и регулируется автоматически. Для поддержания стабильной температуры хладагент через быстроразъемный комплексный гермовывод 8 (см. рис. П2.1) подается в радиационный теплообменник с системой автоматически управляемых жалюзи 16, обеспечивающий требуемый температурный режим в приборном отсеке.

В области ног слева от космонавта располагаются два бака с питьевой водой 43 (см. рис. П2.2) и аппаратура системы обеспечения жизнедеятельности 42. Контейнер с пищей 44 находится справа от космонавта.

Внутренняя поверхность кабины, парашютный контейнер, окантовки люков и иллюминаторов, поверхности элементов конструкции и оборудования закрыты панелями, оклеенными поролоном.

Двухсторонняя связь космонавта с Землей обеспечивается радиотелефонной системой «Заря», работающей в диапазонах коротких волн (9,019 и 20,006 МГц) и ультракоротких волн (143,625 МГц), имеющей на внешней поверхности корабля антенны 1, 10, 18 (см. рис. П2.1). УКВ-канал используется для связи с наземными пунктами на расстояниях до 1500...2000 км и обеспечивает, как показал опыт, связь с территорией страны на большей части орбиты.

На КА установлена радиосистема «Сигнал», предназначенная для оперативной передачи части телеметрической информации, пеленгации корабля и обработки вопросов радиотелефонной связи со спутниками. Система работает в диапазоне коротких волн на частоте 19,995 МГц и имеет антенны 2, 21.

Управление КА помимо автоматического может вестись путем подачи команд с Земли, для чего на стяжных лентах установлены антенны командной радиолинии 3. На борту имеется система траекторных измерений для контроля орбиты с антенно-фидерными устройствами 13. Антенны систем «Заря» и «Сигнал» — штыревые ленточного типа, раскрываются, как и антенны телеметрической системы 23, после отделения КА от РН.

Приборный отсек имеет герметически замкнутый корпус, выполненный в форме двух усеченных правильных круговых конусов, состыкованных по большому основанию. В приборном отсеке размещены радиотелеметрическая аппаратура, аппаратура управления полетом корабля, часть аппаратуры для научных исследований (приборы для изучения космических лучей и коротковолнового излучения Солнца), аппаратура терморегулирования, источники тока 35 (см. рис. П2.2) и тормозная двигательная установка. Приборы и источники тока в виде блоков устанавливаются на корпусе приборного отсека и приборной раме таким образом, чтобы можно было в случае необходи-

мости заменить их без расстановки корпуса. Гироприборы тормозной двигательной установки и системы ориентации устанавливаются на индивидуальных приборных рамах.

На наружной поверхности приборного отсека на переднем шпангоуте располагаются 14 баллонов 9 (см. рис. П2.1) с запасом сжатого газа, системы ориентации, вентиляции скафандра и системы подачи топлива к тормозному двигателю.

Рулевые сопла системы ориентации КА по каналу тангажа 12, по каналу курса 15 расположены в главных плоскостях связанной системы координат, по каналу крена 24 — в области переднего шпангоута верхнего конуса приборного отсека. Здесь же размещены комплексные гермовыводы 14, обеспечивающие выход кабеля из приборного отсека, и отрывной штепсельный разъем 11, с помощью которого коммутируются электрические цепи КА и РН. Поверхность заднего конуса приборного отсека служит радиатором-теплообменником системы терморегулирования. К заднему конусу крепится теплоизоляционный экран 19 тормозной двигательной установки.

Тормозная двигательная установка представляет собой ЖРД 39 (см. рис. П2.1) с высокооборотным турбонасосным агрегатом 40, размещенным в пространстве между баками окислителя 38 и горючего 37, выполненных в форме круговых торцов. Для обеспечения работы двигательной установки и ее автоматики используется пневмосистема с запасом газа в основном пневмоблоке 36.

Тормозная двигательная установка имеет достаточно высокую плотность компоновки и конструктивно выполнена в виде автономного блока, имеющего свой корпус, вмонтированный внутри приборного отсека со стороны кормы.

Стабилизация КА во время работы тормозной двигательной установки производится специальной системой, имеющей исполнительные органы по каналу тангажа 17 (см. рис. П2.1), по каналу курса 20 и по каналу крена 22, расположенные в главных плоскостях КА на экране ТДУ и работающие на «мятом» паразите.

П2.2. «Восход»

КА «Восход» — серия многоместных аппаратов, представляющих собой модификацию КА «Восток». Здесь сохранены геометрические габаритные размеры и формы спускаемого аппарата и приборно-агрегатного отсека, а масса увеличена до 5320 кг. Изменена конструктивно-компоновочная схема СА. Экипаж в СА располагается таким образом, что корпус парашютного контейнера и его люк № 2 находятся над головами космонавтов, люк № 1 — справа, люк № 3 — слева. Это привело к необходимости отказаться от катапультирования космонавтов при приземлении и применить посадку экипажа в аппарате. Для этого

была разработана в дополнение к парашютной система мягкой посадки, состоящая из твердотопливного двигателя, который включается непосредственно перед касанием поверхности Земли и уменьшает скорость в момент контакта практически до нуля. Претерпели изменение ряд систем, в том числе система жизнеобеспечения.

КА «Восход» имеет дополнительную резервную тормозную твердотопливную двигательную установку, которая устанавливается в передней части КА и крепится на ложементе к стяжным лентам. Установлено новое приборное оборудование — дополнительная система ориентации с ионными датчиками, усовершенствованная телевизионная и радиотехническая аппаратура.

Полет космонавты совершили без защитных скафандров. КА «Восход-2» — двухместный, специально предназначенный для выполнения выхода космонавта в открытый космос: применено специальное устройство, размещенное на люке № 1.

Для сохранения цилиндрической формы шлюзового устройства как в сложном, так и рабочем состоянии в оболочку вмонтированы ребра жесткости — металлические кольца. Перевод в рабочее положение осуществляется с помощью газа, поступающего в оболочку.

П2.3. «Джемини»

«Джемини» — наименование серии американских двухместных КА, предназначенных для полетов по околоземной орбите. При разработке КА «Джемини» стремились обеспечить максимальную преемственность от одноместных американских КА «Меркурий» и вместе с тем получить новое качество: возможность маневрирования на орбите, стыковку с другим КА, выход астронавта в космическое пространство. С этой целью габариты аппарата по сравнению с КА «Меркурий» были увеличены примерно на 14%, что позволило увеличить объем кабины экипажа на 50% при общем увеличении объема КА на 43%.

В КА «Джемини» была упрощена система управления, поскольку опыт КА «Меркурий» показал, что астронавт способен эффективно управлять КА в космическом пространстве. Здесь также применена модульная конструкция систем, при которой отдельные блоки легко заменить независимо от других. Модули размещаются вне герметической кабины. Модульный принцип применен и к кабелям.

Компоновка КА «Джемини» (рис. П2.3) КА состоит из двух основных отсеков: возвращаемого А и вспомогательного Б, каждый из которых состоит из отдельных секций. Общая длина КА около 6 м, наибольший диаметр (в основании вспомогательного отсека) около 3 м.

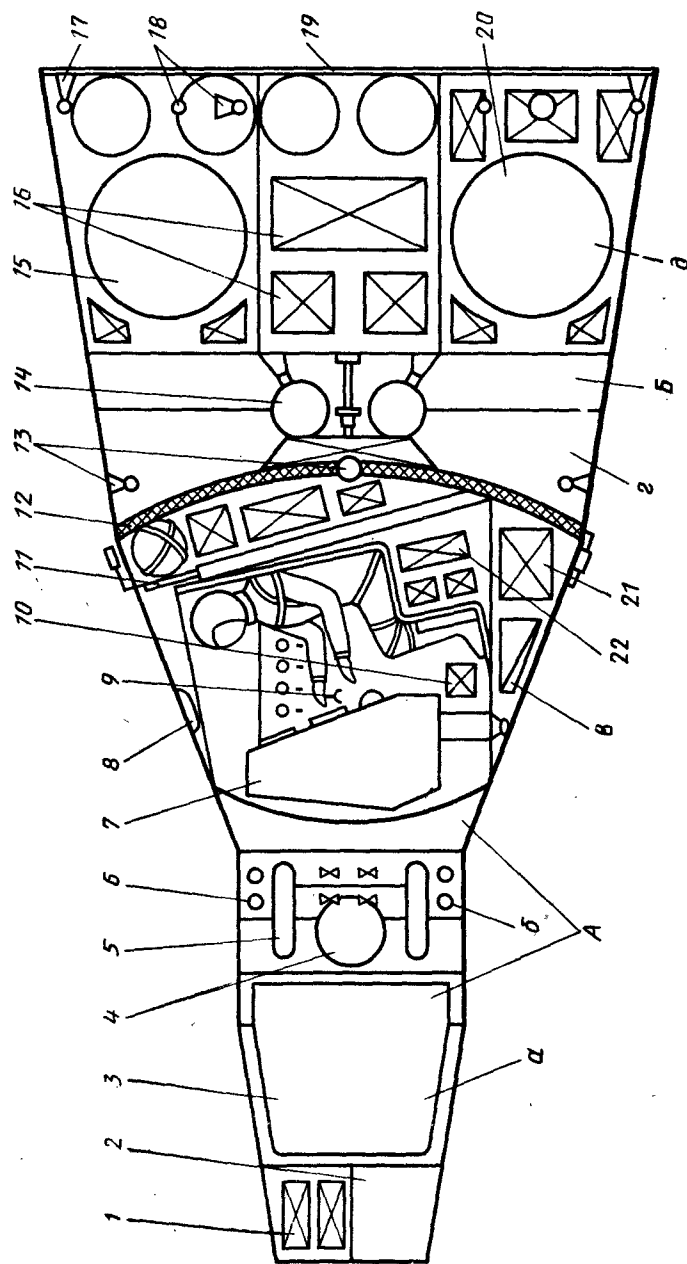


Рис. П2.3. Компоновка КА «Джемини».

Возвращаемый отсек по конфигурации подобен КА «Меркурий». Общая длина отсека 3,5 м, диаметр основания 2,3 м. Отсек состоит из трех секций: кабины экипажа в, системы управления аппаратом при входе в атмосферу б и системы стыковки на орбите а.

Секция, где расположена герметичная кабина экипажа, внешне представляет собой усеченный правильный круговой конус с диаметром оснований 2,3 м и 0,96 м и высотой 1,9 м.

В кабине экипажа установлены два катапультируемых кресла для астронавтов, панель с приборами, элементы управления КА и часть оборудования системы жизнеобеспечения.

Большая часть системы кондиционирования смонтирована в виде отдельного блока 22, помещенного под сидениями астронавтов. В состав системы кондиционирования входят вентиляторы для продува кабины и скафандров, системы удаления углекислого газа и воды, регуляторы давления кислорода и различные распределительные клапаны.

Для рационального использования объема кабины астронавты сидят рядом, но каждое кресло развернуто по отношению друг к другу и для улучшения условий при катапультировании наклонено вперед к продольной оси КА. Катапультирование производится в аварийных ситуациях и при приземлении катапульты 11, расположенной за спинкой кресла. Здесь же расположена автоматика катапультирования кресел 12. Предусмотрена и посадка в КА. Над головами астронавтов находятся индивидуальные люки для входа в КА, выхода и катапультирования.

Крышки люков с вмонтированными в них иллюминаторами 8 (см. рис. П2.3) сбрасываются при катапультировании с помощью пиротехнических систем. Иллюминаторы обеспечивают обзор при встрече на орбите и стыковке, наблюдение за горизонтом при запуске тормозной двигательной установки, наблюдение за поверхностью Земли при посадке.

Впереди, в центре между креслами астронавтов, расположена приборная доска 7 (см. рис. П2.3), ручка управления системой ориентации 9, ручка катапультирования кресел и аварийного спасения.

Командир корабля работает ручкой управления системой ориентации правой рукой, а второй пилот (при необходимости) — левой. Второй пилот контролирует работу цифрового вычислительного устройства, топливных элементов и работу стыковочного аппарата.

Команда на катапультирование может быть инициирована любым астронавтом. На командира люков возложен контроль за работой двигателей РН. Обе крышки люков сбрасываются одновременно и одновременно катапультируются оба кресла. При помощи ручки аварийного спасения одновременно запускаются четыре двигателя 14 тормозной двигательной установки и произ-

ходит отделение КА от РН на большой высоте при малом аэродинамическом сопротивлении.

Внутренний объем корпуса КА, помимо кабины экипажа, разделен на одиннадцать негерметизированных отсеков, в которых размещаются блоки оборудования различных систем 21.

Для доступа к оборудованию в каждой секции имеется люк.

Такое размещение блоков вызывает необходимость решать проблему их охлаждения. Она решается следующим образом. Теплота от блоков передается на панели через слой теплопроводного желеобразного вещества, содержащего частицы серебра. С панелей теплота снимается с помощью жидкого хладагента, который насосами прокачивается через радиатор-теплообменник, смонтированный в корпусе переходного отсека между КА и РН. Циркуляция жидкости осуществляется в пустотелых утолщениях, находящихся со стороны внутренней поверхности ребер жесткости, для обеспечения высокой степени механической защиты, что связано с вероятностью метеоритной опасности при длительном полете.

В основании конуса секции кабины экипажа расположен теплозащитный экран, выполненный из абляционного материала.

Непосредственно перед кабиной экипажа находится система управления КА при входе в атмосферу. Секция, в которой находится система, выполнена в виде цилиндра диаметром 0,96 м и длиной 0,45 м. Здесь находятся баки с топливом 5 и баллоны со сжатым газом 4, регуляторы давления, клапаны и блок из 16 управляющих двигателей 6 с тягой по 110 Н. Двигатели объединены в два параллельных кольцевых узла по восемь двигателей в каждом. В этих узлах двигатели размещаются парами с противоположно направленными соплами (срез которых выполнен заподлицо с обшивкой секции) на угловом расстоянии в 90° по окружности кольца. Система работает на двухкомпонентном самовоспламеняющемся топливе. Для каждого узла двигателей имеются отдельные мягкие топливные баки, помещенные в цилиндрические титановые корпуса. Система подачи топлива — вытеснительная. Сжатый азот поступает из сферического баллона в пространство между титановым корпусом и мягким баком и вытесняет топливо.

После вывода на орбиту самой сложной и ответственной задачей является ориентация КА в момент включения и в течение всего времени работы тормозной двигательной установки.

В системе реактивного управления применено дублирование, и она используется только для ориентации при работе ТДУ и для стабилизации в процессе полета в плотных слоях атмосферы.

Секция системы стыковки на орбите представляет собой усеченный конус с диаметром в вершине 0,76 м и длиной 0,94 м, установленный на цилиндре диаметром 0,96 м и длиной 0,23 м.

Она разделена на носовое и кормовое отделения поперечной панелью на расстоянии 0,23 м от передней части конуса. В переднем отделении находится радиолокационная станция 1, работающая в диапазоне частот 390...1550 МГц и имеющая антенну с широкой диаграммой направленности (+0,25), а также стабилизирующий парашют 2. Антенна конструктивно выполнена в виде решетки из четырех элементов, вписанных в объем собственно радиолокационной станции, и открывается после сбрасывания крышки, защищающей ее при движении в плотных слоях атмосферы.

Радиолокационная система дает информацию по углам визирования, дальности и скорости сближения КА в пределах от 360 км до нескольких десятков сантиметров.

В кормовом отделении объемом 0,254 м³ размещается основной парашют 3, диаметр которого 25,6 м.

Вспомогательный отсек КА имеет форму усеченного конуса с диаметром оснований 2,28 и 3,05 м и длиной 2,28 м. В отсеке имеются секция ТДУ 2 и секция оборудования 8. Здесь размещены четыре сферических РДТТ 14. Двигатели установлены на крестообразной раме, выполненной из алюминиевого сплава. В этой же секции установлены шесть двигателей системы ориентации и маневрирования на орбите. Четыре двигателя 13 с тягой по 450 Н, расположенные через 90° по передней кромке секции, обеспечивают перемещение аппарата по тангажу и рысканию. Векторы тяг этих двигателей направлены перпендикулярно к оси симметрии аппарата и проходят через его центр масс.

Два двигателя с тягой по 380 Н, расположенные через 180° по передней кромке секции ТДУ, обеспечивают торможение КА.

В секции оборудования размещены топливные элементы 16, запасы жидких водорода и кислорода для них, десять двигателей 17, 18 и запасы топлива для системы ориентации и маневрирования на орбите 15, запасы кислорода и оборудование системы обеспечения жизнедеятельности 20, оборудование системы связи, которое необходимо только на орбите, и электронное оборудование.

Водородно-кислородные топливные элементы, учитывая требуемую мощность и время существования на орбите (две недели), оказались легче, чем серебряно-цинковые аккумуляторы. Из-за больших габаритов самих топливных элементов и баллонов системы их криогенного хранения они размещаются в переходном отсеке. Поэтому в СА установлены четыре серебряно-цинковые аккумуляторные батареи 10 и два баллона со сжатым до высокого давления кислородом (для дыхания в аварийных ситуациях и на участке спуска).

Основной запас кислорода 20 для дыхания находится в отдельном модуле в секции оборудования. В другом модуле находятся топливные элементы и криогенная система подачи с со-

ответствующими органами управления 16. В третьем модуле совмещены топливные баки системы ориентации и маневрирования на орбите, соответствующие клапаны наддува и регуляторы 15. Насосы для охлаждения и теплообменники контура охлаждения системы кондиционирования смонтированы в виде отдельного блока. Продольные элементы конструкции и обшивка вспомогательного отсека образуют радиатор, обеспечивающий отвод теплоты от систем аппарата.

В секции оборудования установлены десять двигателей системы ориентации и маневрирования на орбите. Два двигателя 17 с тягой по 450 Н, расположенные через 180° на задней кромке вспомогательного отсека, — для поступательного ускорения КА.

Восемь двигателей 18 с тягой по 110 Н расположены через 45° по задней кромке вспомогательного отсека. Они обеспечивают управление по тангажу, рысканию и крену. Включаются они парами. Векторы тяги направлены по касательной к поверхности отсека.

Здесь топливо также самовоспламеняющееся, подается из общей системы баков. Для подачи топлива используется газобразный гелий (по сравнению с азотом дает выигрыш в массе около 9 кг).

Второй комплект баков с окислителем, горючим и гелием (общей массой 320 кг) предназначен для маневрирования на орбите с целью поиска, стыковки и последующего маневрирования в состыкованном состоянии двух аппаратов. Масса КА со стыковой возрастает с 3080 до 3540 кг.

Все двигатели системы ориентации и маневрирования на орбите выполнены по одной схеме и могут работать как в импульсном, так и в непрерывном режимах. Срезы сопл утоплены заподлицо с обшивкой отсека. Восемь двигателей системы маневрирования — шесть 13, 17 с тягой по 450 Н и два с тягой по 380 Н — управляются только командиром КА.

Вспомогательный отсек с кормовой стороны закрыт теплозащитным экраном 19, предохраняющим от солнечного излучения размещенные в секции оборудования баки с криогенным топливом.

П2.4. «Аполлон»

«Аполлон» — наименование серии трехместных КА, на которых впервые в истории человечества американские астронавты летом 1969 г. совершили полеты к Луне, высадку на Луну с последующим возвращением на Землю.

Из возможных методов осуществления полета Земля — Луна — Земля по соображениям стоимости и высокой вероятности выполнения программы в наиболее ранний срок был выбран вариант с выходом на орбиту Луны и возвращением сначала на ор-

биту Луны, а затем прямой посадкой на Землю. По схеме полета КА «Аполлон», состоящий из основного корабля с экипажем из трех человек, отсека оборудования и лунного экспедиционного корабля, выводится тяжелой РН «Сатурн-5» на траекторию полета к Луне. Близ Луны КА переводится на селеноцентрическую орбиту. Двое из трех астронавтов переходят из отсека экипажа основного корабля в лунный корабль, который отделяется, производит снижение и посадку на Луну. После выполнения предусмотренных планом действий на Луне астронавты осуществляют в лунном корабле взлет на селеноцентрическую орбиту, сближение и стыковку с основным кораблем. Астронавты переходят в отсек экипажа основного корабля. Затем осуществляется отделение основного корабля от лунного и старт к Земле. Отсек оборудования отстыковывается после входа в плотные слои атмосферы. Основной корабль производит управляемый полет в атмосфере и на парашютах опускается на поверхность (на воду или грунт).

Командный отсек, или отсек экипажа имеет форму правильного кругового конуса, скругленного в вершине и у основания. В нем находится связное, навигационное, вычислительное и индикаторное оборудование 10, 13 (рис. П2.4). Обзор из отсека экипажа обеспечивается шестью иллюминаторами. Вокруг шлюзовой камеры размещены три парашюта 2. Конструктивно командный отсек КА состоит из двух капсул, одна из которых представляет собой кабину экипажа, а вторая — теплозащитный экран.

Для перехода в лунный корабль в вершине конуса расположена шлюзовая камера 6. Система навигации и управления является автономной и состоит из БЦВМ, трехосной гиросtabilизированной платформы с инерциальными чувствительными элементами и оптической аппаратурой для коррекции инерциальной системы в полете.

Бортовой радиотехнический комплекс включает аппаратуру двусторонней радиотелефонной связи, аппаратуру для внешнетраекторных измерений, систему телеметрических измерений, а также телевизионную аппаратуру. В отсеке имеются иллюминаторы 11, 12.

Ориентация и стабилизация КА осуществляется с помощью датчиков угловой скорости, вырабатывающих сигналы, пропорциональные угловым скоростям, акселерометров, воспринимающих ускорение вдоль продольной оси КА, и интегрирующих гироскопов, определяющих углы поворота относительно трех осей.

Астронавты во время полета постоянно находятся в рабочем костюме, поверх которого надевается скафандр. В качестве атмосферы КА используется чистый кислород, что позволило уменьшить массу системы.

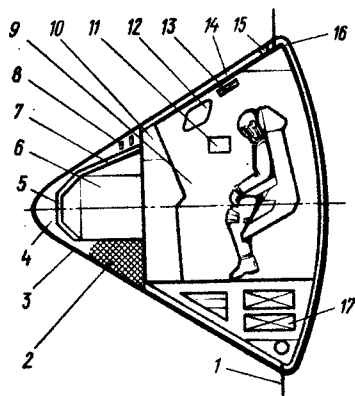


Рис. П2.4. СА «Аполлон» (командный отсек).

Три серебряно-цинковые аккумуляторные батареи 17 используются в качестве вспомогательных источников электроэнергии. Основными являются топливные элементы.

Крышка шлюза 5 и передняя часть 4 отсека для предохранения от термодинамического воздействия атмосферы на участке выведения закрыты только защитным экраном (обтекателем) 3, выполненным в виде конического колпака, являю-

щегося передней секцией внешней капсулы. Колпак откидывается перед стыковкой командного отсека с лунным кораблем и перед выходом астронавтов в открытый космос. Передняя секция сбрасывается непосредственно перед раскрытием парашютов.

Средняя секция внешней капсулы состоит из верхней и нижней кольцеобразных частей. На нижней имеются откидные панели для доступа к оборудованию. Задняя секция представляет собой дискообразный теплозащитный экран 16, отделяемый от аппарата по плоскости разъема 1 в момент наполнения куполов парашютной системы.

Внутренняя капсула состоит из двух частей: верхней 7, имеющей форму усеченного конуса, и нижней 9, имеющей форму цилиндра.

Вся внешняя поверхность отсека покрыта стальными сотовыми панелями 14, которые заполнены абляционным материалом для защиты от аэродинамического нагрева.

Для уменьшения перегрузок, действующих на экипаж на участке входа в атмосферу и движении в атмосфере на участке спуска, а также для увеличения точности посадки применена траектория полета с небольшим аэродинамическим качеством. При этом осуществляется управление подъемной силой, которая создается из-за несимметричного обтекания корпуса КА набегающим потоком. При угле атаки $\alpha = 33^\circ$ аэродинамическое качество $K = 0,5$. Балансировка КА обеспечивается смещением центра масс от оси симметрии в вертикальной плоскости. Управление по дальности ведется путем изменения ориентации по крену.

Управление входом в атмосферу осуществляется с помощью шести ЖРД (8, 15 — двигатели тангажа), которые работают на самовоспламеняющемся топливе, состоящем из окислителя (четыреохокись азота) и горючего (аэрозин-50). Система подачи топлива — вытеснительная. Это фактически две системы, которые работают одновременно и каждая из них может обеспечить

управление положением корабля в случае выхода из строя другой.

Система посадки КА состоит из трех основных парашютов (диаметром 26,8 м), трех вытяжных и одного стабилизирующего.

В случае посадки на воду КА обладает определенной плавучестью.

Отсек оборудования — цилиндрической формы (рис. П2.5), внутренняя поверхность его разделена на шесть секций радиальными балками. Здесь расположены системы, которые не требуют непосредственного обслуживания для управления на большей части траектории полета к Луне, и обратно. Здесь же находятся основной запас кислорода 3, топливные элементы 1, основной ЖРД 5, баки 4 с горючим и окислителем, реактивная система управления положением, которая состоит из четырех модульных блоков 2, включающих по четыре небольших ЖРД, устанавливаемых снаружи на небольшом расстоянии от передней кромки отсека под углом 90° друг к другу и через 90° .

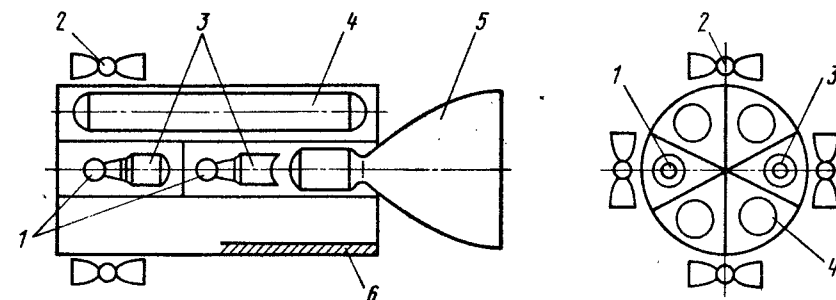


Рис. П2.5. Отсек оборудования

Система реактивного управления и стабилизации состоит из четырех независимых идентичных схем. Два двигателя в каждой четверке служат для управления по углу крена, а два других — по углам тангажа и рыскания. Управление поступательным движением при коррекции траектории осуществляется одновременным запуском одинаково ориентированных двигателей в расположенных напротив друг друга четверках. Двигатели работают на самовоспламеняющемся топливе, которое для каждого блока хранится в отдельных баках, состоящих из мягких резервуаров (трехслойный тефлон) в титановых контейнерах. Топливо подается выдавливанием из мешков с помощью гелия.

Двигатели могут работать в импульсном и непрерывном режимах.

Основной ЖРД предназначен для коррекции траектории на среднем участке полета, торможения при переходе на селено-

центрическую орбиту, для старта с этой орбиты к Земле, для торможения при возвращении к Земле, для совершения маневров при встрече на орбите, а также для спасения при аварии.

Основной ЖРД представляет собой двигатель постоянной тяги, закрепленный на шарнирном подвесе и допускающий большое число запусков.

Топливо размещается в четырех баках, расположенных в отсеке оборудования, и подается в двигатель с помощью вытеснительной системы, использующей гелий.

На внешней поверхности корпуса отсека устанавливаются радиаторы 6, обеспечивающие отвод теплоты от электросистем и от системы жизнеобеспечения.

Лунный экспедиционный корабль (рис. П2.6) является самостоятельным КА, предназначенным для работы в условиях космического пространства в районе Луны. Он состоит из посадочной и взлетной ступеней со своими силовыми установками. Это резко увеличивает надежность системы. Силовые установки (ЖРД) каждой ступени полностью автономны, в том числе по топливным системам и системам подачи компонентов (вытеснители).

В качестве горючего используется аэрозин-50 (смесь равного количества гидразина N_2H_4 и несимметричного диметилгидразина $(CH_3)_2N_2H_2$), в качестве окислителя — четырехокись азота N_2O_4 .

Кабина экипажа размещена на взлетной ступени 1, в которую входят: приборный отсек, оборудование системы кондиционирования, отсек электронной аппаратуры, силовая установка, источники электроэнергии, реактивная система управления. В кабине на передней стороне имеются два иллюминатора треугольной формы, передний входной люк 2 со стыковочным шлюзом, органы управления, приборы контроля, а также элементы системы жизнеобеспечения. Космонавты в кабине располагаются стоя, рядом и каждый имеет наспинный ранец системы жизнеобеспечения. Из-за небольших перегрузок при снижении и взлете с Луны в условиях экономии массы и объема кресла астронавтов отсутствуют и заменены системой привязных ремней.

Каждый астронавт независимо может управлять кораблем. Непосредственно за кабиной размещается герметичный приборный отсек. Здесь находятся верхний входной люк со стыковочным шлюзом и люк к силовой установке 3. Далее находится негерметичная секция оборудования, не требующего герметизации. Здесь размещены контур охлаждения и бак с газообразным кислородом 7 для системы кондиционирования, два бака с гелием для наддува двигателя взлетной ступени, преобразователи, аккумуляторы, топливные элементы 5 с жидким водородом и кислородом.

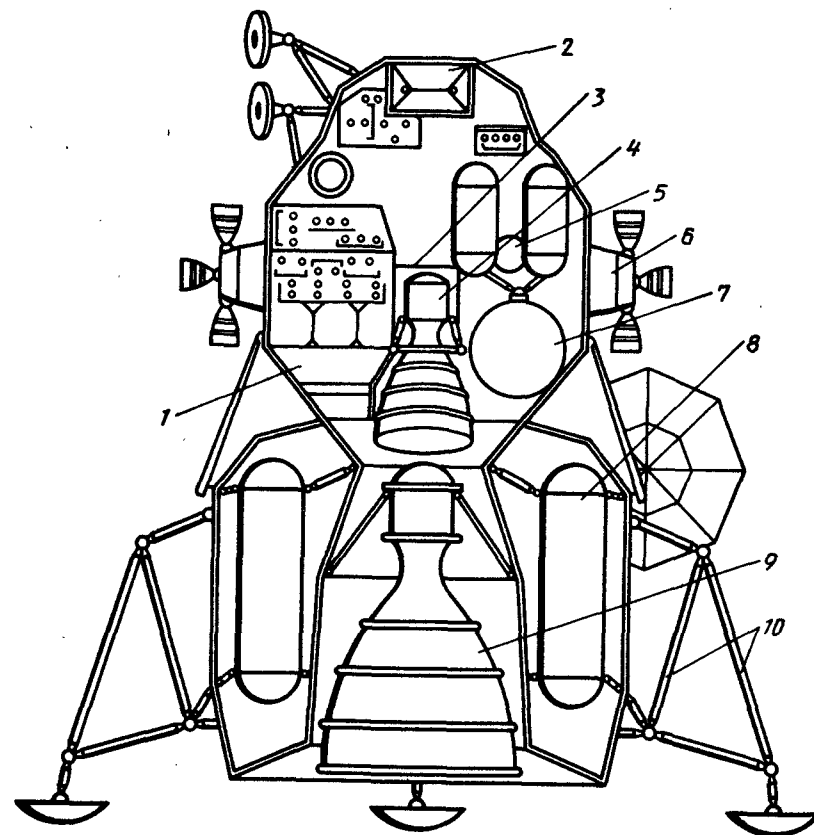


Рис. П2.6. Лунный экспедиционный корабль

Баки с горючим и окислителем для двигателей взлетной ступени установлены по бокам ступени. Снаружи они закрыты экранами, а от приборного отсека отделены герметичными перегородками.

Двигатель 4 расположен в центре масс взлетной ступени и закреплен неподвижно относительно корпуса.

Система управления положением отсека содержит четыре отдельных блока 6 — по четыре небольших ЖРД в каждом блоке.

Верхний стыковочный шлюз, расположенный в верхней части взлетной ступени, используется при перестройке, осуществляемой вскоре после вывода КА на траекторию полета к Луне. Передний стыковочный шлюз, расположенный в нижней части лицевой стороны кабины, используется для выхода из корабля на

поверхность Луны и перехода астронавтов в командный отсек после старта с Луны и встречи отсеков корабля на орбите.

Стыковка взлетной ступени с основным кораблем может быть осуществлена любым из двух стыковочных шлюзов. Герметичные вставные люки в каждом шлюзе открываются и закрываются при помощи механических средств.

Посадочная ступень состоит из силовой установки 9, необходимой для снижения корабля с лунной орбиты на поверхность Луны, и служит одновременно пусковой установкой для старта с поверхности Луны. Кроме силовой установки в посадочную ступень входят посадочное устройство 10, научная аппаратура, вспомогательные баки с водой, кислородом и водородом, аппаратура управления посадкой.

Корпус посадочной ступени имеет форму восьмигранной призмы. Основная силовая конструкция состоит из двух попарно поперечных балок, расположенных крестообразно, и из верхней и нижней перегородок.

Двигатель шарнирно закреплен в центре посадочной ступени и поворачивается с помощью приводов. Четыре основных топливных бака 8 крестообразно размещены вокруг двигателя. Два бака с окислителем установлены на одной оси, а два бака с горючим — на другой.

Посадочное устройство для амортизации удара при посадке, а также для вертикализации положения КА представляет собой шасси складывающегося типа и консольно присоединяется с наружной стороны к корпусу посадочной ступени. Оно состоит из четырех опор, каждая из которых состоит из основной стойки, пяты, привода, дополнительных распорок, двух нижних фиксаторов и двух треугольных рам, соединенных между собой двумя поперечными балками.

Массовые характеристики КА «Аполлон» в килограммах приведены ниже.

| | |
|---|-------|
| 1. Система аварийного спасения: | 2800 |
| конструкция | 2100 |
| двигатель и пиропатроны, двигатель отделения САС | 700 |
| 2. Командный отсек: | 4850 |
| оборудование и аппаратура системы управления | 230 |
| система ориентации при спуске | 300 |
| система приземления | 415 |
| конструкция командного отсека | 2130 |
| система жизнеобеспечения | 200 |
| оборудование для членов экипажа | 840 |
| источники питания отсека экипажа | 225 |
| аппаратура и оборудование систем связи и телеметрии | 230 |
| пульт пилотов | 200 |
| пища, вода и запасное оборудование | 80 |
| 3. Отсек оборудования: | 22666 |
| топливо и конструкция двигателя | 20500 |
| система ориентации | 425 |

| | |
|--|-------|
| система управления | 13 |
| конструкция отсека оборудования | 1100 |
| топливные элементы | 113 |
| системы связи и телеметрии | 115 |
| оборудование системы жизнеобеспечения | 400 |
| 4. Лунный экспедиционный корабль: | 11300 |
| астронавты (2 человека), система жизнеобеспечения, вспомогательные | |
| установки, система ориентации и прочее оборудование | 1020 |
| приборы для научных исследований | 115 |
| конструкция корпуса | 1130 |
| шасси | 1130 |
| запас топлива для посадки | 5650 |
| запас топлива для взлета, выхода на селеноцентрическую орбиту и | |
| сближение | 2260 |

П2.5. «Союз»

«Союз» — наименование серии советских многоместных КА, которые пришли на смену КА «Восток» и «Восход».

КА «Союз» характеризуют новый этап в развитии пилотируемых аппаратов. В отличие от своих предшественников новый корабль — аппарат многоцелевого назначения. Наличие двух жилых отсеков — орбитального отсека, предназначенного для проведения научных исследований и отдыха, а также используемого в качестве шлюза для выхода в открытый космос и размещения грузов, доставляемых на орбитальные станции, и спускаемого аппарата, где космонавты находятся во время выведения на орбиту и при возвращении на Землю, надежные бортовые системы, экономичные двигательные установки, системы сближения и стыковки, разнообразное научное оборудование и широкие возможности маневра в полете обеспечивают выполнение кораблями «Союз» разносторонней программы комплексных исследований.

Работы по программе «Союз» направлены на дальнейшее изучение околоземного космического пространства и совершенствование космической техники. Они предусматривают проведение широкой программы научных и технических исследований, а также создание и обслуживание долговременных обитаемых орбитальных станций на околоземных орбитах.

К научным и техническим задачам, которые могут выполняться с помощью кораблей «Союз» относятся:

всестороннее исследование Земли и ее атмосферы с целью более успешного решения вопросов радиофизики, геофизики, геологии, космической навигации;

изучение вопросов, связанных с использованием для научных и практических целей условий, господствующих в околоземном космическом пространстве (глубокий вакуум, невесомость, радиация и др.);

изучение Солнца, звезд, планет и их спутников.

Способность кораблей «Союз» совершать управляемое движение в космическом пространстве, сближаться с другим косми-

ческим аппаратом и проводить маневры в непосредственной близости от него имеет большое значение при создании на орбите научных станций из нескольких автономных частей, доставляемых на орбиту.

Помимо научных и технических задач корабля «Союз» могут быть использованы для решения целого ряда народнохозяйственных задач и как транспортное средство для связи орбитальных станций с Землей. На базе корабля «Союз» созданы грузовые транспортные корабли «Прогресс».

При разработке корабля «Союз» особое внимание обращалось на создание благоприятных условий для работы и жизни космонавтов в условиях выведения, полета и при спуске с орбиты. Совершенная конструкция и оборудование корабля, высокие маневренные свойства создают широкие возможности для использования его в качестве научной лаборатории в длительном полете.

Корабль «Союз» состоит из трех отсеков (рис. П2.7): кабины космонавтов 8, которую также называют спускаемым аппаратом, орбитального отсека 6 и приборно-агрегатного отсека 13. Он имеет стартовую массу 6800 кг, длину более 7 м, размах солнечных батарей около 8,4 м. Спускаемый аппарат расположен в середине корабля «Союз» таким образом, чтобы на участках активного и пассивного полета вектор перегрузки был ориентирован относительно тела космонавтов в направлении грудь — спина.

Орбитальный отсек 6 расположен в передней части корабля непосредственно перед спускаемым аппаратом и сообщается с ним с помощью герметичного люка 36 (рис. П2.8).

С противоположной стороны к кабине космонавтов примыкает приборно-агрегатный отсек, на котором установлены солнечные батареи 21 (см. рис. П2.7).

На участке выведения на орбиту корабль защищен от воздействия аэродинамических силовых и тепловых нагрузок специальным аэродинамическим экраном (головным обтекателем) цилиндро-конической формы, сбрасываемым после прохождения плотных слоев атмосферы. На головном обтекателе установлены мощные пороховые двигатели системы аварийного спасения экипажа и складные решетчатые стабилизаторы. В случае аварии РН на старте они должны поднять переднюю часть головного обтекателя вместе с кораблем на высоту, необходимую для ввода парашюта. При аварийных ситуациях на участке выведения корабля на орбиту двигатели системы аварийного спасения должны преодолеть силу аэродинамического сопротивления и удалить спускаемый аппарат на безопасное расстояние от места аварии.

Для стыковки в космосе корабли оборудуются специальными стыковочными узлами. На схеме представлен андрогинный периферийный агрегат стыковки 1, в центре которого имеется

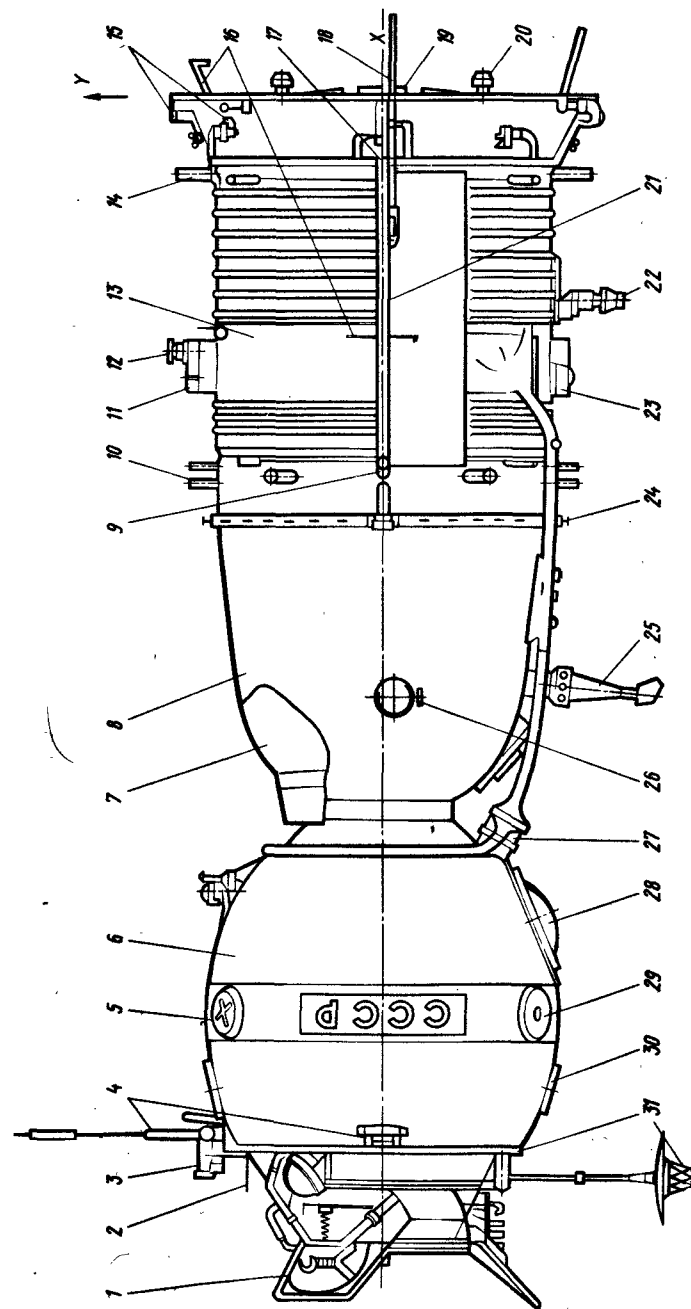


Рис. П2.7. КА «Союз»

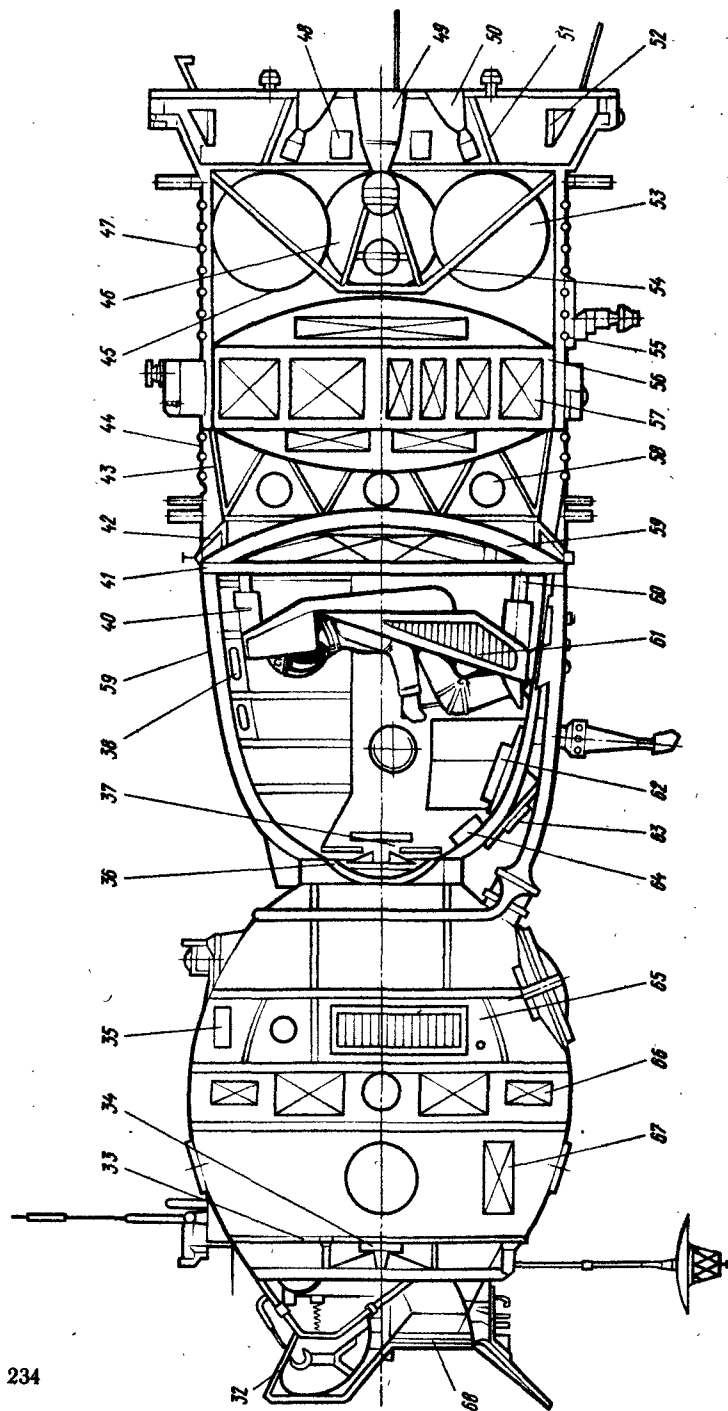


Рис. П2.8. Компоновка КА «Союз»

люк 33 (см. рис. П2.8) для перехода в другой корабль. Люк-лаз снабжен механизмом для герметичного закрытия 34.

Спускаемый аппарат является основой космического корабля. В нем находятся космонавты во время управляемого полета, а также во время выполнения некоторых операций в полете.

Только спускаемый аппарат возвращается из космоса обратно на Землю. Аппарат представляет собой герметичный отсек сегментально-конической формы. Геометрическая форма СА является одной из важнейших его характеристик. Главная особенность этой формы заключается в том, что при несимметричном (угол атаки $\alpha = -10...-30^\circ$) обтекании обеспечивается аэродинамическое качество $K=0,1...0,5$, позволяющее создавать маневр и управляемый спуск в атмосфере и существенно снизить максимальные перегрузки при возвращении и в аварийных ситуациях. Более высокое, чем у сферы, значение коэффициента лобового аэродинамического сопротивления обеспечивает гашение скорости и торможение аппарата в атмосфере при спуске.

Траектория спуска с использованием аэродинамического качества позволяет уменьшить максимальные перегрузки, действующие на экипаж на участке спуска до 3—4 единиц, в то время как они достигают 8—10 единиц при баллистическом спуске у аппаратов типа «Восток».

Маневрирование в атмосфере по высоте связано с изменением направления полета, так как изменение подъемной силы по величине осуществляется путем изменения направления общей аэродинамической силы, действующей на аппарат. Величину подъемной силы можно регулировать автоматически или вручную, разворачивая аппарат вокруг продольной оси (по каналу крена) с помощью реактивных двигателей малой тяги системы управления спуском, установленных на корпусе СА. Аналогичные двигатели управления по каналу тангажа установлены в кормовой части спускаемого аппарата. Для предохранения от чрезмерного перегрева они имеют специальный экран-обтекатель 63.

Полет в атмосфере с использованием аэродинамического качества уменьшает не только силовое воздействие (перегрузки), но и тепловое (значительно уменьшается нагрев) и позволяет повысить точность приземления. Во время управляемого спуска на поверхности аппарата выделяется в 10 раз меньше теплоты, чем при баллистическом спуске. Но и этого теплового потока достаточно, чтобы расплавить металлическую конструкцию корпуса аппарата, так как температура обтекающего его воздушного потока в ударной волне достигает $3500...4000^\circ\text{C}$. Поэтому на переднюю, наиболее нагреваемую часть, установлен лобовой теплозащитный экран 59, отделяемый от аппарата перед посадкой. Экран состоит из нескольких слоев материалов с низкой теплопроводностью. Под воздействием тепловых потоков поверхность наружного слоя экрана нагревается и сублимирует,

т. е. испаряется, минуя жидкую фазу — фазу плавления. Мощный встречный поток воздуха уносит частицы горящего материала, аккумулировавшие большую часть теплоты, и за время спуска масса теплозащиты уменьшается. За счет более низкой теплопроводности и высокого термического сопротивления материалов внутренних слоев теплозащиты фронт тепловой волны не успевает достигнуть металлической конструкции корпуса спускаемого аппарата и она остается неповрежденной.

Масса теплозащиты спускаемого аппарата сегментально-конической формы существенно меньше, чем у аппарата сферической формы.

Корпус аппарата выполнен в основном из алюминиевого сплава. Для предохранения от интенсивного аэродинамического нагрева при спуске на Землю снаружи на него нанесено теплозащитное покрытие 39, а изнутри — теплоизоляция в сочетании с декоративной обшивкой. Благодаря наружному теплозащитному покрытию корпуса спускаемого аппарата и внутренней теплоизоляции кабины, играющей одновременно роль звукоизоляции, температура в кабине к моменту посадки не превышает 25...30 °С.

В кабине веерообразно размещены кресла космонавтов 61. В центральном кресле находится командир корабля, справа от него — бортинженер, слева — инженер-испытатель (исследователь). Поза космонавта в кресле, его положение относительно действующих в полете перегрузок, а также выполненное по форме тела космонавта кресло позволяют переносить большие перегрузки.

В кабине космонавтов монтируется радиоаппаратура связи, приборы для управления спуском и система обеспечения жизнедеятельности.

Над головами космонавтов в специальных контейнерах 38 размещаются основная и запасная парашютные системы.

Непосредственно перед пилотом-командиром установлен пульт управления космическим кораблем 62. Слева и справа от центрального пульта располагаются боковые вспомогательные пульта с командно-сигнальными устройствами. На пульте расположены приборы для контроля работы систем и агрегатов корабля, навигационное оборудование, телевизионный экран и клавишные переключатели для управления бортовыми системами.

На центральном пульте расположены: индикатор напряжения и тока, навигационный космический индикатор «Глобус», индикатор давления и температуры в отсеках, бортовые часы, электролюминесцентная сигнализация основных систем, кнопки управления командно-сигнальным устройством, регуляторы громкости, индикатор расстояния и скорости, комбинированный электронно-лучевой индикатор, индикатор контроля программ, блок цифровой информации, индикатор шлюзования и ранца скафандра.

На пультах командно-сигнальных устройств расположен:

кнопки включения микрофонов и ларингофонов, регуляторы громкости КВ-, УКВ-радиостанций, внутреннего переговорного устройства и дальнего радиокompаса, кнопка контроля транспаранта сигнализации, датчики температуры воздуха в отсеке и жидкости в системе терморегулирования, кнопки управления режимами и системами, транспарант сигнализации, кнопки режимов. Рядом с пультом на специальном иллюминаторе установлен оптический визир-ориентатор 25 (см. рис. П2.7).

По бокам кресла командира размещены две ручки управления кораблем. Правая — для управления ориентацией корабля вокруг центра масс, левая — для изменения линейной скорости корабля при маневрировании.

Для визуального наблюдения, кинофотосъемки кабины снабжена двумя иллюминаторами 26, расположенными по левому и правому бортам.

Оборудование корабля обеспечивает возможность осуществления полностью автономного полета и пилотирования корабля без участия наземного командного комплекса.

Системы терморегулирования и регенерации поддерживают во время полета в кабине корабля нормальное атмосферное давление, влажность и температуру. В жилых отсеках используется обычная кислородно-азотная атмосфера с давлением $1,0 \cdot 10^5 \text{ Па} \pm 1,3 \cdot 10^4 \text{ Па}$. При увеличении содержания кислорода до 40% по объему предусмотрена возможность понижения давления до $6,94 \cdot 10^4 \text{ Па} \pm 4 \cdot 10^3 \text{ Па}$. Вентилятор холодильно-сушильного агрегата 64 (см. рис. П2.8) обеспечивает принудительную циркуляцию воздуха. Принудительная конвекция с помощью обыкновенных вентиляторов необходима в условиях невесомости для равномерного распределения теплоты и выравнивания поля температур по всему объему кабины корабля.

Основными задачами системы терморегулирования являются защита КА от внешних тепловых потоков и сброс избыточной теплоты в космос. Для этого перед полетом корабль одевают в «шубу» экранно-вакуумной изоляции. На все части корабля, которые по различным причинам не укрываются, наносятся специальные покрытия, способные большую часть лучистой энергии отражать обратно в космос.

Однако используя только пассивные средства, как указывалось ранее, невозможно избежать перегрева корабля. Поэтому помимо пассивных средств используют более эффективные средства терморегулирования.

Снаружи корабля установлен радиатор-холодильник 47, поверхность которого не закрыта экранно-вакуумной изоляцией. С ним соединяются трубопроводы активной системы терморегулирования. Нагретая внутри отсека жидкость — теплоноситель, перекачивается в радиатор, который излучает тепловой поток в космическое пространство. Жидкость при этом охлаждается

и снова возвращается внутрь корабля.

Экипаж во время полета может находиться в обычной одежде без скафандров.

Кроме систем терморегулирования и регенерации в комплекс систем обеспечения жизнедеятельности входят система обеспечения газового состава, комплект скафандров, система питания и водоснабжения с запасами воды и пищи в контейнерах, ассенизационно-санитарное устройство, средства гигиенического и медицинского обеспечения. Комплекс систем обеспечения жизнедеятельности создает условия, не только необходимые для жизни космонавтов в полете, но и для перехода из корабля в корабль, и для работы вне корабля.

Основная часть приборов системы управления, гиросплата с аппаратурой, блок автоматики приземления, программно-временное устройство, коммутатор, газоанализатор, отжимное устройство системы обеспечения жизнедеятельности, источники питания, приборы радиокомплекса размещены на раме 60 спускаемого аппарата, расположенной на его днище за креслами космонавтов.

Кресла космонавтов для смягчения удара при посадке подвешены на амортизаторах 40, которые приводятся в рабочее состояние перед спуском на Землю.

В кормовой части спускаемого аппарата находится герметичный люк 36 для посадки космонавтов и перехода в орбитальный отсек корабля.

Крышка люка снабжена механизмом закрытия 37. Окантовка люка является одновременно щелевой антенной. В ней также находятся клапаны для выравнивания давления внутри аппарата до величины внешнего атмосферного при посадке корабля.

Масса спускаемого аппарата составляет $2,8 \cdot 10^3$ кг.

При спуске с орбиты после аэродинамического торможения в атмосфере скорость аппарата уменьшается до 200 м/с на высоте около 9 км. На этой высоте по команде от барореле отстреливается крышка 7 люка парашютного контейнера и раскрывается небольшой тормозной парашют. На высоте около 3 км тормозной парашют отстреливается и вводится большой купол основного парашюта, на котором осуществляется приземление. При этом отстреливается от аппарата чаша лобового теплозащитного экрана. Непосредственно перед контактом аппарата с поверхностью планеты на высоте около 1 м срабатывают по команде от высотомера тормозные РДТТ мягкой посадки 41. Парашютная система обеспечивает дальнейшее торможение спускаемого аппарата и его снижение с небольшой вертикальной скоростью — менее 10 м/с, а двигатели мягкой посадки окончательно тормозят аппарат, благодаря чему скорость приземления не превышает 2...3 м/с.

Таким образом, комплекс средств приземления включает в себя парашютно-реактивную систему (основную и запасную) и

амортизационную подвеску кресел космонавтов.

Управление работой комплекса средств приземления осуществляется специальной автоматикой.

Для обеспечения поиска после приземления спускаемый СА оборудован радиосистемами, позволяющими осуществлять его пеленгацию на участке парашютирования и после приземления или приводнения.

Радиосредства работают в различных диапазонах волн, что обеспечивает дальний и ближний поиск наземными станциями, авиацией и флотом.

Орбитальный отсек корабля в соответствии со своим назначением создан для проведения научных экспериментов, обеспечения перехода экипажа из корабля в корабль и для отдыха космонавтов. В нем космонавт имеет возможность проводить научные исследования, выполнять необходимый комплекс физических упражнений, принимать пищу. В отсеке оборудованы места для работы, отдыха и сна космонавтов.

Корпус орбитального отсека выполнен из магниевых сплавов и состоит из двух полусферических оболочек, соединенных цилиндрической вставкой. Спереди на отсеке установлен андрогинный периферийный агрегат стыковки с внутренним люком-лазом диаметром 0,8 м. Основными элементами стыковочного агрегата являются направляющее кольцо, стыковочный шпангоут 68 с элементами жесткой фиксации кораблей и лепестки стыковочного агрегата 32. Помимо стыковочного агрегата в систему стыковки входят приборы автоматики стыковки, задающей необходимые режимы работы при стыковке.

Вспомогательными средствами для сближения и причаливания являются стыковочные мишени 2 (см. рис. П2.7), два световых проблесковых маяка 11, 23, с помощью которых можно наблюдать за кораблем на неосвещенном участке полета, и установленные на солнечных батареях бортовые огни ориентации 9: слева — красный, справа — зеленый и сзади — два белых.

При стыковке кораблей помимо жесткой силовой связи осуществляется стыковка их электрических, гидравлических и пневматических коммуникаций.

Стыковка кораблей является одной из самых сложных операций, выполняемых в полете. Она выполняется как автоматическая, так и с участием экипажа. Целью стыковки может быть монтаж крупных орбитальных станций, межпланетных кораблей из отдельных блоков, последовательно выводимых на околоземную орбиту. Стыковка необходима также для оказания помощи или спасения экипажа корабля и аварийных ситуациях.

В орбитальном отсеке имеются три иллюминатора: два обзорных 30 — размещены на боковой поверхности, третий — для визуального контроля стыковки, размещен на крышке люка-лаза и агрегата стыковки.

Посадка экипажа в корабль на стартовой позиции и выход в космос осуществляются через люк 28.

В отсеке расположен пульт управления, приборы и оборудование основных и вспомогательных систем.

Для размещения продуктов питания, агрегатов жизнеобеспечения, аптечки, предметов личной гигиены, научной аппаратуры, а также приборов систем радиоконтроля орбиты, аварийного спасения 66 (см. рис. П2.8) в отсеке имеется специальный «сервант» 65 и подогреватель пищи 67. Аппаратура управления и связи, переносная телекамера, кинофотоаппараты и научные приборы расположены на рабочем месте и около иллюминаторов в удобных для использования зонах. Состав научной аппаратуры может быть различен в зависимости от задач конкретного полета. Кроме специальной аппаратуры связи имеется всеволновый приемник для приема программ земных радиовещательных станций.

Снаружи орбитального отсека установлены телекамера внешнего обзора 3, антенны систем радиосвязи 4, 31, телевидения 5 и траекторных измерений 29, 24 (см. рис. П2.7).

Для коммутации все системы, расположенные в отсеке, имеют выводы, сгруппированные на специальной герметичной плате 27 с отстреливаемым штекерным разъемом.

Если орбитальный отсек используется для выхода в космос, то он оборудуется системой шлюзования и является шлюзовой камерой. При выходе люк 28 открывается как автоматически, так и вручную.

Масса орбитального отсека составляет 1300 кг.

Приборно-агрегатный отсек предназначен для размещения основной аппаратуры, оборудования и систем, обеспечивающих орбитальный полет. Этот отсек состоит из переходной, приборной и агрегатной секций, выполненных из алюминиевых сплавов. Силовой основой переходной секции является ферма 43 (см. рис. П2.8), в вершинах которой находятся пирозамки крепления СА и пружинные толкатели 42. На кронштейнах ферм крепятся девять двигателей причаливания и ориентации 10 (см. рис. П2.7), топливные баки и вытеснительная система подачи топлива 58 (см. рис. П2.8). Снаружи этой секции расположены малый радиатор-излучатель 44 системы терморегулирования, верхние узлы крепления солнечных батарей и антенна командной радиолинии. Аппаратура и оборудование размещаются в приборной секции, представляющей собой герметичный отсек, имеющий форму короткого цилиндра, замкнутого сферическими сегментальными днищами.

Внутри приборного отсека поддерживаются условия, необходимые для нормального функционирования аппаратуры. В нем сосредоточены приборы системы ориентации и управления движением корабля со счетно-решающими устройствами, аппарату-

ра дальней радиосвязи и радиотелеметрии, приборы системы управления бортовым комплексом аппаратуры и оборудования, системы единого электропитания 57. Циркуляция газообразного хладагента внутри отсека осуществляется вентилятором 55 системы терморегулирования приборного отсека. На пути газового потока, создаваемого вентилятором, находится теплообменный агрегат, включенный в контур системы терморегулирования, по которому циркулирует жидкий хладагент. Приборы и агрегаты размещены на приборной раме 56. С наружной стороны приборной секции установлены датчик построения инфракрасной вертикали на Землю 22 (см. рис. П2.7) и датчик ориентации на Солнце 12.

Агрегатная секция негерметична и выполнена в виде цилиндрической оболочки, переходящей в коническую. Снаружи расположен большой радиатор-излучатель системы терморегулирования 47 (см. рис. П2.8), четыре двигателя причаливания и ориентации 14 (см. рис. П2.7), нижние узлы крепления солнечных батарей, восемь двигателей ориентации 15 и антенны систем радиотелеметрии 16 и связи экипажа с Землей 18, а также ионные датчики 20 системы ориентации.

Солнечные батареи — два «крыла», состоящие из трех створок каждое, — имеют полезную площадь 14 м² и раскрываются в рабочее положение после вывода корабля на орбиту. На их концевых створках размещены антенны радиосвязи и телеметрии УКВ- и КВ-диапазонов.

Внутри агрегатной секции размещена жидкостная ракетная двигательная установка, которая используется для выполнения маневров на орбите, а также для спуска корабля на Землю.

Сближающе-корректирующая двигательная установка 19 состоит из двух двигателей — однокамерного основного 49 (см. рис. П2.8) с тягой 4170 Н и двухкамерного дублирующего с тягой 4110 Н, топливных баков с двухкомпонентным топливом, системы подачи топлива и автоматики установки. Баки горючего 46 и окислителя 53 сферической формы имеют эластичные мешки для разделения жидкой и газовой фаз внутри них. Для вытеснения компонентов топлива из баков и раскрутки турбонасосных агрегатов (ТНА) 48 основного и дублирующего двигателей используется газообразный азот, заправляемый в баллон 45. Сближающе-корректирующая установка смонтирована в виде автономного блока на силовом конусе 54. С торцевой стороны она имеет теплозащитный экран 51. Во время работы сближающе-корректирующей двигательной установки ориентация и стабилизация корабля осуществляется реактивными рабочими органами 50, расположенными в горизонтальной плоскости (по каналу курса) и вертикальной плоскости (по каналу тангажа). Коммутация электрических связей корабля РН осуществляется через штекерные разъемы 52.

Масса запаса топлива сближающе-корректирующей двигательной установки более 500 кг, что позволяет кораблю совершать маневры до высоты 1300 км.

Масса приборно-агрегатного отсека с солнечными батареями составляет при старте 2700 кг.

Одной из основных систем корабля является система ориентации и управления движением. Она обеспечивает ориентацию корабля в пространстве, стабилизацию при работе двигателей и управление при коррекции орбиты, сближение с другим КА и маневрирование вблизи него. Часть этой системы, размещенная в СА, обеспечивает управление движением его на участке спуска. Система может работать как в автоматическом режиме, так и в режиме ручного управления. Она включает в себя: датчики ориентации и оптический визир-ориентатор космонавта, гироскопические приборы и электронные счетно-решающие блоки управления, радиотехнические средства поиска, наведения при сближении и систему исполнительных органов — двигателей малой тяги.

Система реактивных двигателей причаливания и ориентации гасит угловые возмущения при отделении корабля от РН и обеспечивает развороты корабля относительно его центра масс вокруг трех осей и координатные малые перемещения центра масс вдоль каждой из этих трех осей. В ее состав входят 14 реактивных двигателей причаливания и ориентации 14 (см. рис. П2.7) тягой по 100 Н, 8 реактивных двигателей ориентации 15 тягой по 10 Н, топливные баки 58 (см. рис. П2.8) с однокомпонентным топливом, трубопроводами, системой подачи топлива и автоматикой системы.

Система исполнительных органов СА обеспечивает управление движением его после отделения отсеков корабля перед возвращением на Землю. В ее состав входят 6 реактивных двигателей ориентации, топливные баки с однокомпонентным топливом, трубопроводами, системой подачи топлива и автоматикой системы.

Для обеспечения постоянного освещения солнечных батарей предусмотрен режим их ориентации на Солнце за счет «закрутки» — придания кораблю вращения относительно оси, направленной на Солнце, со скоростью несколько градусов в секунду.

Энергоснабжение бортовой аппаратуры осуществляется централизованной системой электропитания. Система единого электропитания обеспечивает аппаратуру КА постоянным током с напряжением 27 В. Она включает в себя основную систему и резервную батарею. Основная система состоит из солнечных и химических аккумуляторных батарей, используемых в буферном режиме. Резервная батарея может обеспечить кратковременный полет и спуск корабля в случае отказа основной системы. Еще одна автономная батарея имеется на борту СА, она обес-

печивает электропитанием его системы после отделения корабля.

Корабль снабжен комплексом радиотехнических средств, обеспечивающих определение параметров орбиты, прием команд с Земли, двухстороннюю радиотелефонную и телеграфную связь космонавтов с Землей в различных диапазонах волн, передачу на Землю телевизионных изображений из отсеков корабля и внешней обстановки, наблюдаемой космонавтами.

Системы радиосвязи корабля включают командную радиолинию, систему радиотелефонной и радиотелеграфной связи, радиотелеметрическую, телевизионную и систему радионаведения. Командная радиолиния позволяет принимать передаваемые с наземных командно-измерительных комплексов на борт команды с выдачей сигналов о правильности приема, а также выполняет траекторные измерения на участке выведения и при полете по орбите.

Система радиотелефонной и радиотелеграфной связи обеспечивает двухсторонний контакт между экипажами кораблей, находящихся в полете, и наземными станциями, а также передает с борта сигналы оперативной информации (телеметрии). Она работает и в режиме пеленга для быстрого обнаружения и поиска спускаемого аппарата на участке парашютирования и после его посадки на Землю.

После стыковки кораблей связь осуществляется по внутренней проводной системе связи.

Радиотелеметрическая система дает возможность передавать в автоматическом режиме и по командам с Земли телеметрическую информацию о состоянии систем и агрегатов корабля и медицинскую информацию о состоянии здоровья экипажа.

Многоканальные телеметрические системы корабля обеспечивают передачу большого объема научной и служебной информации. При полете корабля вне «видимости» наземных приемных пунктов измерительная информация сохраняется в бортовых запоминающих устройствах и передается на Землю в очередном сеансе радиосвязи.

Телевизионная система предназначена для контроля за процессом сближения и стыковки с другим аппаратом, телерепортажей и обзора окружающего пространства. Бортовая телевизионная система имеет четыре камеры (из них две — цветные). Две камеры установлены в отсеках корабля, а две снаружи. Телевизионное изображение нормального стандарта (625 строк при 25 кадрах в секунду) поступает на бортовое видеоканальное устройство или передается по радиолинии на Землю. Для того чтобы было все видно на борту корабля, его отсеки оборудованы светильниками 35.

Система радионаведения включает в себя радиостанцию, состоящую из УКВ-приемопередатчика с переносчиком частот дальности. С помощью этой радиостанции обеспечивается не

только голосовая связь, но и получение информации о расстоянии между кораблями при сближении.

Система управления бортовым комплексом аппаратуры состоит из коммутационных приборов, размещенных в отсеках корабля. Управление бортовыми системами корабля может проводиться космонавтами с пульта, а также автоматически — по командам с Земли.

Нормальные физиолого-гигиенические условия для экипажа создает комплекс систем жизнеобеспечения. Система регенерации атмосферы содержит запасы окислов щелочных металлов, поглощающих углекислый газ с одновременным выделением кислорода. Очистка воздуха и поглощение вредных примесей, выделяемых в атмосферу человеком, осуществляется также с помощью активированного угля. Система работает автоматически и поддерживает в обитаемых отсеках газовый состав, подобный обычным земным условиям.

Температурный режим в отсеках корабля поддерживается системой терморегулирования, обеспечивающей также и необходимую влажность. Для этого теплообменные агрегаты наряду с регулированием температуры одновременно конденсируют избыток влаги, содержащейся в атмосфере отсеков, и собирают ее в специальные влагосорбники. Уровень температуры и влажности в отсеках космонавта может регулировать по своему желанию.

Конструкция кораблей «Союз» обеспечивает защиту экипажа от космической радиации.

П2.6. Космические станции «Салют»

Первая в мире советская орбитальная долговременная научная космическая станция «Салют-1» была выведена на орбиту 19 апреля 1971 г.

Станция состоит из трех основных отсеков — переходного, рабочего (герметичные) и агрегатного (негерметичного) (рис. П2.9). Переходный отсек коническо-цилиндрической формы (максимальный диаметр 2 м). Рабочий отсек состоит из двух цилиндров разного диаметра (2,9 и 4,15 м), соединенных между собой конической приставкой. Агрегатный отсек выполнен в виде цилиндра диаметром 2,2 м. Из переходного отсека, в котором установлена часть астрофизической аппаратуры и к которому осуществляется стыковка транспортных кораблей, через герметически закрывающийся люк космонавты попадают в рабочий отсек. В рабочем отсеке расположены центральный пост управления с двумя рабочими креслами космонавтов, пост для астрофизических исследований, пост по изучению окружающей космической среды, два рабочих места для проведения научных экспериментов. В этом же отсеке размещены бортовые

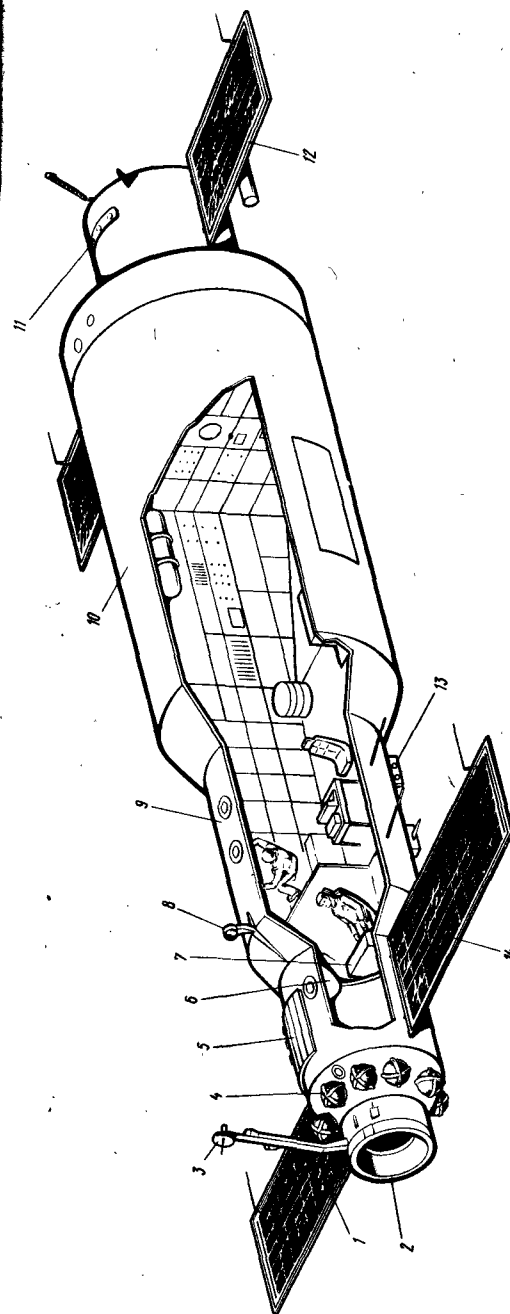


Рис. П2.9. Орбитальная станция «Салют-1»:

1, 12, 14 — панели солнечных батарей; 2 — стыковочный узел; 3, 8 — антенны системы сближения; 4 — баллоны со сжатым газом; 5 — панели системы терморегулирования; 6 — люк для выхода в космос; 7 — центральный пульт управления; 9 — переходный отсек; 10 — рабочий отсек; 11, 13 — солнечные системы ориентации

оборудование, регенерационные установки, вентиляторы и поглотители углекислоты, а также аппаратура для проведения медико-биологических исследований.

Масса орбитальной станции составляет 18,2 т, что определялось возможностями РН «Протон», полная длина станции 14,4 м.

После выхода на орбиту четыре секции панелей солнечных батарей раскрывались в рабочее положение (см. рис. П2.9).

На борту станции «Салют-1» находилась система звездных телескопов «Орион» — высокоточная оптическая система с электронными преобразователями оптического изображения. Один телескоп находился внутри станции, а другой — снаружи герметичного рабочего отсека.

Станция «Салют-1» просуществовала 175 сут.

3 апреля 1973 г. была запущена станция «Салют-2». На ней была установлена система телескопов «Орион-2». С помощью этих телескопов можно проводить спектрографирование звезд по 9,5...10-й величины в ультрафиолетовом диапазоне спектра на площади 20 квадратных градусов.

26 июня 1974 г. на орбите начала функционировать орбитальная научная станция «Салют-3». Она была более совершенной конструкции: в ней рациональнее были использованы внутренние помещения, усовершенствованы ряд систем и аппаратура для выполнения научно-технических исследований и экспериментов.

Основные конструктивные изменения коснулись, в частности, системы ориентации (была разработана более точная система). Солнечные батареи теперь могли поворачиваться относительно корпуса для независимой от станции ориентации на Солнце, что давало возможность помимо других выигрышей получать существенную экономию рабочего топлива системы ориентации. Изменения коснулись также тренажеров и системы проведения физических упражнений. На этой станции была проведена отработка ряда новых технических систем, необходимых для будущих орбитальных станций и космических кораблей.

25 января 1975 г. после полета в течение нескольких месяцев в автоматическом режиме была подана команда на включение тормозных двигателей. Станция вошла в плотные слои атмосферы и затонула в Тихом океане.

Орбитальная станция «Салют-4» была запущена 26 декабря 1974 г. Эта станция была создана на базе предшествующих как многоцелевая космическая лаборатория с широким кругом задач. Принципиальное отличие от других станций состояло в том, что вместо двух пар солнечных батарей на корпусе центрального блока были смонтированы три панели. В системе ориентации была применена автономная система навигации «Дельта» для автоматической ориентации станции. Была прове-

дена работа по использованию конденсата воды из атмосферы станции для приготовления пищи, питья и личной гигиены, а также уникальная операция по напылению нового отражающего слоя на оба зеркала солнечного телескопа. Во время одной из экспедиций посещения станции с помощью рентгеновского телескопа были измерены характеристики источников рентгеновского излучения в созвездиях Скорпиона, Девы, Лебедя и других, горячего ядра планетарной туманности в созвездии Лиры и источника пульсирующего рентгеновского излучения в созвездии Геркулеса.

Новые методы управления космическими объектами позволили обеспечивать пополнение станции расходными материалами с помощью космических аппаратов-автоматов. Станция «Салют-4» проработала на орбите более двух лет.

На станции «Салют-5», запущенной 22 июня 1976 г., был проведен ряд интересных технологических экспериментов, изучалось загрязнение земной атмосферы промышленными предприятиями, а также возможность перекачки топлива без использования насосов под действием только сил поверхностного натяжения. Решался целый ряд задач в интересах народного хозяйства: поиска минеральных ресурсов в горах, исследования районов проектирования гидростанций. В этом полете отработывалась электромеханическая система стабилизации, которая не связана с затратами рабочего тела. Проводились многочисленные биологические эксперименты.

В одну из экспедиций на станции с помощью специальной многофункциональной аппаратуры частично была заменена атмосфера.

Станция «Салют-6» вышла на орбиту 29 сентября 1977 г. Впервые стыковка пилотируемого корабля была осуществлена со стороны агрегатного отсека, тем самым была расширена возможность использования одновременно двух кораблей. Другое новшество состояло в том, что использовалась уже в штатном варианте система регенерации атмосферной влаги. Была применена также складывающаяся полиэтиленовая душевая кабина.

Станция «Салют-6» по отношению к предыдущим была станцией нового поколения, поскольку она отличалась вторым стыковочным узлом в районе агрегатного отсека. Это удалось сделать благодаря новой компоновке этого отсека: маршевые двигатели были перемещены на периферию отсека, а освободившееся место было использовано для размещения стыковочного узла. Новая система двигательной установки позволяла обеспечивать заправку ее в условиях космоса. Другим новшеством явилось то, что в то время как прежние варианты двигательной установки предусматривали применение в качестве компонентов топлива для маршевых двигателей азотную кислоту и керосин, а для двигателей системы ориентации перекись водорода, те-

перь для маршевых двигателей и в системе ориентации применялась четырехокись азота и несимметричный диметилгидразин.

Система питания состоит из трех баков с горючим и трех с окислителем. Подача топлива осуществляется с помощью эластичных мембран, установленных в каждом баке, под действием сжатого азота, который подается через редуктор под давлением 2 МПа из баллонов, находящихся под давлением 20 МПа. Дозаправка части баков производится за один рейс грузового корабля «Прогресс» в количестве до 1000 кг топлива. При дозаправке азот, находившийся в баках, откачивается обратно в шар-баллоны компрессором, имеющим мощность 1 кВт и работающим от буферной батареи, подзаряжаемой от солнечных батарей.

Одним из важных экспериментов была операция по монтажу в помещении станции радиотелескопа, доставленного рейсом с Земли. Этот радиотелескоп КРТ-10 был выдвинут в космос, и проведено раскрытие десятиметровой параболической антенны. С помощью этого телескопа и наземного 70-метрового в Крыму проводилось картографирование источников радиоизлучения Млечного Пути.

На станции «Салют-7» были продолжены технологические эксперименты в интересах народного хозяйства.

П2.7. Космическая станция «Скайлэб»

Американская орбитальная космическая станция «Скайлэб» была запущена 14 мая 1973 г. с помощью двухступенчатого варианта РН «Сатурн-5» (рис. П2.10). В качестве основного блока станции была использована третья ступень ракеты «Сатурн-5». Водородный бак был переоборудован в рабочее помещение для трех человек. В нижней части станции был размещен отсек для отдыха и личной гигиены. Размеры внутреннего помещения были таковы, что позволяли космонавтам совершать внутри станции тренировочные полеты с ранцевой установкой для перемещения в космосе. Рабочий объем станции составлял 368 м³. Вода, пища и одежда в необходимом количестве для девяти астронавтов (с учетом трех посещений) были запасены в специальных контейнерах.

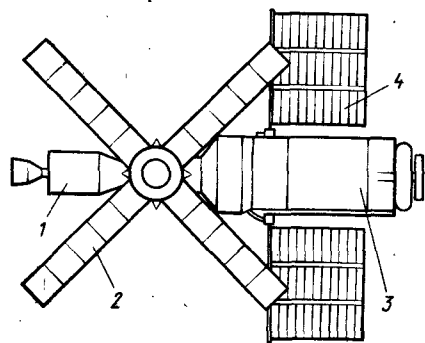


Рис. П2.10. Орбитальная станция «Скайлэб»:

1 — космический аппарат «Аполлон»; 2, 4 — солнечные батареи; 3 — основной блок станции

Атмосфера станции — смесь кислорода с азотом при давлении $0,35 \cdot 10^5$ Па. Системы терморегулирования и вентиляции поддерживали температуру 21 °С.

Система энергоснабжения состояла из солнечных батарей и никель-кадмиевых аккумуляторов. Общая площадь солнечных батарей должна была составлять (одна из панелей была сорвана скоростным напором при выведении станции на орбиту) 730 м² и на освещенных участках вырабатывать мощность 10,5 кВт. На затененных участках мощность никель-кадмиевых батарей 4 кВт при напряжении бортовой сети 28 В.

С внешней стороны станции на некотором расстоянии от корпуса расположен тонкий алюминиевый экран, который защищал станцию от микрометеоритов и от воздействия солнечного излучения. При выведении станции на орбиту экран прижат к корпусу станции, а после выведения с помощью специальных рычагов отодвигается на некоторое расстояние.

Станция была выведена на круговую орбиту высотой 435 км.

На борту космической станции были получены многочисленные снимки земной поверхности, содержащие богатейшую информацию для специалистов сельского хозяйства, лесоводства, экологии, геологии, географии, метеорологии, гидрологии и океанографии.

Астронавты наблюдали солнечную вспышку и развитие протуберанца, выброшенного из солнечной короны. Было обнаружено явление преобразования энергии магнитного поля в тепловую энергию. За время выполнения всей программы «Скайлэб» было получено 182 842 снимка.

Масса космической станции «Скайлэб» около 71 т.

Экспедиции посещения на станцию проводились с помощью космического корабля «Аполлон» и РН «Сатурн-1В». Было совершено три экспедиции, продолжительность которых составила 28, 59 и 84 сут.

Большую долю исследований занимали медицинские эксперименты, связанные с изучением вопросов адаптации человека к космическим условиям и реадaptации, вопросы, связанные с изучением механизмов, влияющих на характер протекания химических процессов в условиях невесомости.

Были исследованы и изучены технологические процессы в условиях невесомости и вакуума.

На станции были проведены уникальные ремонтные работы, связанные с восстановлением противометеоритного экрана и раскрытием оставшейся панели солнечных батарей, которую заклинило при раскрытии.

Предполагалось, что станция будет существовать достаточно долго, вплоть до 1980 г., однако нарушение ориентации станции — увеличение ее аэродинамического сопротивления следами атмосферы, повышение солнечной активности, приведшей к

расширению земной атмосферы и, следовательно, к увеличению сопротивления, привели к резкому торможению станции и преждевременному прекращению ее существования. Станция, вошла в плотные слои атмосферы 11 июля 1979 г. Множество ее осколков упало в Индийский океан и на территорию Австралии.

П2.8. Космическая станция «Мир»

Орбитальная станция «Мир» была выведена на орбиту 20 февраля 1986 г. РН «Протон», как и станция «Салют-7», — последняя станция предыдущего поколения (рис. П2.11). Это определило сходство некоторых важнейших характеристик обеих станций. В частности, они имели близкие значения массы, внешних обводов и геометрических характеристик. Ряд основных конструктивных решений станций «Салют» и «Мир» подобны. На станции «Мир» значительно улучшены условия для работы и отдыха экипажа (рис. П2.12).

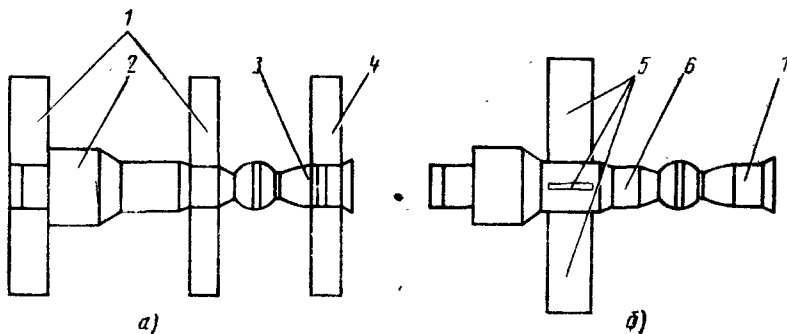


Рис. П2.11. Орбитальные станции «Салют»:

а — «Салют-1»: 1 — панели солнечных батарей станции; 2 — базовый блок; 3 — КА «Союз»; 4 — панели солнечных батарей КА «Союз»; б — Салют-7: 5 — панели солнечных батарей станции; 6 — базовый блок; 7 — КА «Союз»

Общая длина станции «Мир» 13,13 м. Станция состоит из четырех отсеков: основного (рабочий отсек), переходного, промежуточной камеры и агрегатного отсека. Три первых являются герметичными, последний — негерметичный. В агрегатном отсеке размещаются два маршевых двигателя, имеющих тягу по 3000 Н каждый. С помощью этих двигателей осуществляется перевод станции на другую орбиту. В этом же отсеке находятся 32 двигателя системы ориентации с тягой по 140 Н каждый. Длина рабочего отсека составляет 7,67 м, максимальный диаметр — 4,2 м. Переходный отсек в цилиндрической части имеет диаметр 2,2 м, агрегатный — такой же диаметр, как и у рабочего отсека. Общая масса станции составляет около 21 т.

Рабочая орбита станции рассчитана на высоты 300...400 км,

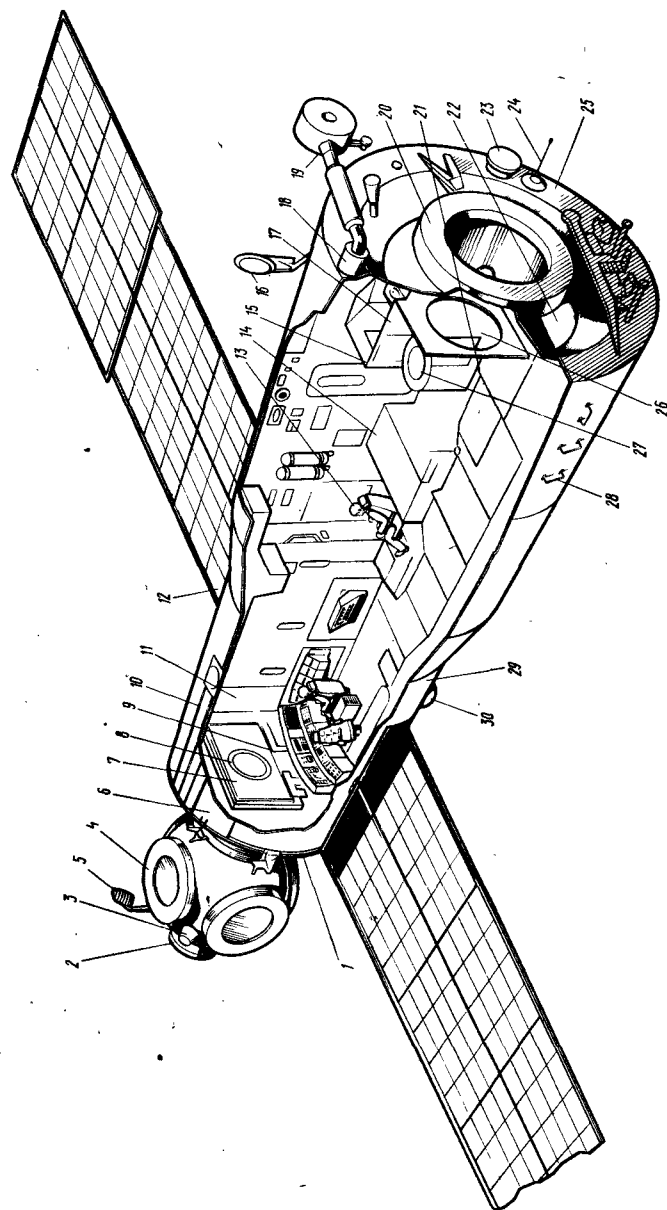


Рис. П2.12. Орбитальная станция «Мир»:

1 — базовый блок; 2 — стыковочный узел; 3 — гнездо манипулятора; 4 — боковые стыковочные агрегаты; 5 — антенна системы сближения; 6 — рабочий отсек; 7 — люк рабочего отсека; 8 — крышка люка; 9 — центральный пост управления; 10 — поручни; 11 — съемные панели приборов; 12 — солнечные батареи; 13 — тренажер «Велоэргонометр»; 14 — рабочий стол; 15 — индивидуальная каюта; 16 — антенна системы сближения; 17 — туалет; 18 — умывальное устройство; 19 — антенна связи через спутник; 20 — осевой стыковочный агрегат; 21 — тренажер «Бегущая дорожка»; 22 — промежуточная каюта; 23 — двигатель с крышкой; 24 — мишень; 25 — агрегатный отсек; 26 — люк рабочего отсека; 27 — крышка люка; 28 — поручни; 29 — иллюминатор; 30 — бленда иллюминатора

ее плоскость орбиты имеет наклонение 51,6 градуса, что связано с точкой запуска.

На станции может работать экипаж из 5...6 человек. Состав атмосферы подобен земной, давление — 800...970 мм рт. ст.

На станции имеются два стыковочных узла и четыре стыковочных агрегата, последние предназначены для включения в состав орбитального комплекса самостоятельных дополнительных научных комплексов. После пристыковки их к стыковочному узлу, расположенному на торцевой части переходного отсека, механический манипулятор перемещает научный модуль на один из четырех боковых стыковочных агрегатов. Экипаж из переходного отсека через люк диаметром 0,8 м имеет доступ к каждому модулю. Такая конструкция существенно расширяет возможности станции, которая получила название «базовый блок». Дело в том, что на этих дополнительных модулях может размещаться оборудование, необходимое для функционирования самой станции, а также научное, техническое и технологическое оборудование для проведения всевозможных экспериментов в космосе. Дополнительные модули существенно расширяют объем и возможности станции, делая ее многоцелевой с периодически обновляемым оборудованием. Что касается самой станции, то ее основным назначением является обеспечение необходимых условий для жизнедеятельности экипажа, с нее осуществляется управление всем комплексом, поддерживается связь с Землей, обеспечивается снабжение электроэнергией всех систем.

Благодаря наличию на орбитах станций-ретрансляторов, находящихся на геостационарных орбитах, станция «Мир» практически круглосуточно поддерживает связь с Землей. Это позволяет немедленно передавать телеметрическую информацию на Землю по мере ее поступления, а также открывает новые возможности непрерывного взаимодействия с вычислительными комплексами на Земле с целью автоматического контроля и управления станциями.

Вынесение научных модулей на боковые стыковочные агрегаты позволило освободить внутренний объем станции для создания дополнительных комфортных условий для экипажа (каюты, умывальник).

Дополнительные системы автоматики и радиокомплекса позволили на станции «Мир» изменить технологию причаливания к ней транспортных кораблей. Теперь транспортный корабль облетает станцию, сам разворачивается и с высокой точностью осуществляет стыковку (станция маневра не совершает).

Система управления движением станции «Мир» решает следующие задачи:

- 1) ориентацию станции относительно центра масс;
- 2) коррекцию орбиты станции;
- 3) наведение транспортных кораблей и научных модулей на станцию.

Чтобы решать эти задачи в систему управления движением входят цифровой вычислительный комплекс, акселерометры — датчики угловых скоростей, солнечные и звездные датчики, приборы ручной ориентации, инфракрасные датчики и другие приборы. Станция большую часть полета находится в неориентируемом режиме и автоматически переводится в заданное пространственное положение. Это позволяет существенно экономить топливо на коррекцию. Приборы станции непрерывно отслеживают отклонение станции от предыдущего ориентированного положения и выбирают оптимальную стратегию ее перехода в заданное положение.

Еще одно новшество состоит в том, что в системе ориентации кроме двигателей ориентации используются гироскопические стабилизаторы — гиросины. Основу гиросинов составляют маховики, раскручиваемые электродвигателями, получающими энергию от солнечных батарей. Управляя кинетическим моментом, можно управлять и разворачивать станцию, не расходуя массы.

Система энергоснабжения станции обеспечивается двумя панелями солнечных батарей размахом около 30 м и общей площадью 80 м². Панели подзаряжают аккумуляторную батарею, которая выдает в бортовую сеть напряжение 28,5 В, стабилизируемое точностью $\pm 0,5$ В. Это повышает надежность работы электронного, электротехнического и радиооборудования, и отпадает необходимость в индивидуальных стабилизаторах. Максимальная мощность системы 9 кВт.

Значительно более совершенной стала система терморегулирования, которая должна обеспечивать заданный тепловой режим на станции, в научных, технологических модулях и агрегатном отсеке. Широкое применение здесь нашли тепловые трубы. Система терморегулирования поддерживает температуру в жилом отсеке 18...28 градусов (по желанию экипажа) и относительную влажность 30...70%. При этом можно задавать с целью экономии различную температуру жидкого теплоносителя, а параметры среды регулируются автоматически.

Практически почти все системы и агрегаты станции «Мир» по сравнению с аналогичными системами и агрегатами станции «Салют» претерпели изменение, что позволило существенно повысить эффективность научных исследований. Уже первая экспедиция на станцию показала, что станция «Мир» оправдала надежды, которые возлагались на нее разработчиками.

1. Авдонин А. С. Расчет на прочность космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1969. 403 с.
2. Авдеевский В. С., Успенский Г. Р. Космическая индустрия М.: Машиностроение, 1989. 568 с.
3. Аппазов Р. Ф., Лавров С. С., Мишин В. П. Баллистика управляемых ракет дальнего действия. М.: Наука, 1966. 305 с.
4. Гиизбург И. П. Аэрогазодинамика. М.: Высшая школа, 1966. 404 с.
5. Захаров Ю. А. Проектирование межорбитальных космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1984. 176 с.
6. Калашиников Н. И. Системы связи через искусственные спутники Земли. М.: Связь, 1969. 220 с.
7. Козлов А. А., Новиков В. Н., Соловьев Е. В. Системы питания и управления жидкостных ракетных двигательных установок. М.: Машиностроение, 1988. 352 с.
8. Конструкция и проектирование космических летательных аппаратов/Н. И. Паничкин, Ю. В. Слепушкин, В. П. Шишкин и др. М.: Машиностроение, 1986. 344 с.
9. Космодром/Под ред. А. П. Вольского. М.: Воениздат, 1977. 312 с.
10. Малышев Г. В., Блейх Х. С., Зернов В. И. Проектирование автоматических космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1982. 152 с.
11. Основы проектирования летательных аппаратов (транспортные системы)/Под ред. В. П. Мишина. М.: Машиностроение, 1985. 360 с.
12. Панкратов Б. М. Спускаемые аппараты. М.: Машиностроение, 1984. 232 с.
13. Панкратов Б. М. Основы теплового проектирования транспортных космических систем. М.: Машиностроение, 1988. 304 с.
14. Ракеты-носители/Под ред. С. О. Осипова. М.: Воениздат, 1981. 316 с.
15. Теория и расчет энергосиловых установок космических летательных аппаратов/Л. А. Квасников, Л. А. Латышев, Д. Д. Севрук и др.: М.: Машиностроение, 1984. 332 с.
16. Феодосьев В. И. Основы техники ракетного полета. М.: Наука, 1979. 496 с.
17. Циолковский К. Э. Избранные труды/Под ред. акад. А. А. Благоврова. М.: Изд-во АН СССР, 1962. 536 с.
18. Лох У. Динамика и термодинамика спуска в атмосфере планет. М.: Мир, 1966. 276 с.

| | |
|--|-----------|
| Введение | 3 |
| Глава 1. Общие вопросы теории движения транспортных космических систем | 8 |
| 1.1. Основные соотношения реактивного движения, силы и моменты, действующие на КА | 8 |
| 1.2. Движение тела в плоскопараллельном и центральном полях тяготения | 14 |
| 1.3. Основные участки траектории полета транспортной системы | 17 |
| 1.4. Требования к выбору управления ТКС | 21 |
| 1.5. Движение транспортной системы на пассивном участке | 25 |
| 1.6. Определение основных характеристик движения КА при старте с орбиты | 30 |
| 1.7. Участок снижения — вход КА в атмосферу, полет и посадка на планету | 33 |
| Глава 2. Ракетно-космические системы и физические условия полета в атмосфере и космосе | 38 |
| 2.1. Состав и назначение ракетно-космической системы | 38 |
| 2.2. Основные этапы проектирования и отработки транспортных космических систем | 39 |
| 2.3. Разработка общего облика и модель массовых характеристик системы | 41 |
| 2.3.1. Общая постановка задачи | 41 |
| 2.3.2. Модели массовых характеристик системы | 42 |
| 2.3.3. Влияние критериев эффективности на принятие проектных решений | 46 |
| 2.4. Физические условия полета в атмосфере Земли | 50 |
| 2.5. Физические условия полета в космическом пространстве | 56 |
| 2.5.1. Глубокий вакуум, тепловое воздействие, невесомость | 57 |
| 2.5.2. Микрометеоритное воздействие | 59 |
| 2.5.3. Радиационная опасность | 60 |
| 2.5.4. Силы, действующие на космическом участке полета | 67 |
| 2.6. Модели атмосферы планет | 71 |
| Глава 3. Основы устройства ракет-носителей и разгонно-тормозных блоков космических аппаратов | 73 |
| 3.1. Общие сведения о структурных схемах и составе бортовых систем РН и РБ | 73 |
| 3.2. Конструктивно-компоновочные схемы одно- и многоступенчатых РН КА с ЖРД | 78 |
| 3.2.1. Аэродинамическая компоновка РН | 78 |
| 3.2.2. Внутренняя компоновка | 87 |
| 3.3. Особенности компоновки РН и РБ с ЯРД и РДТТ | 89 |
| 3.4. Основы устройства и особенности конструирования многоразовых ТКС и РБ КА | 92 |
| Глава 4. Двигательные установки ракет-носителей и разгонно-тормозных блоков космических аппаратов | 98 |
| 4.1. Основные типы двигательных установок РН и РБ КА | 98 |

| | |
|--|------------|
| 4.2. Тяга и удельные характеристики ДУ | 100 |
| 4.3. Основные схемы и агрегаты ДУ | 103 |
| 4.3.1. Жидкостные ракетные двигатели | 103 |
| 4.3.2. Твердотопливные ракетные двигатели | 109 |
| 4.3.3. Двигательные установки, использующие энергию деления ядер | 112 |
| 4.4. Ракетные топлива и рабочие тела | 112 |
| 4.5. Требования к режимам работы двигательных установок. Тепловые режимы ДУ | 116 |
| Глава 5. Конструктивно-компоновочные схемы космических аппаратов | 122 |
| 5.1. Назначение и основные типы КА | 122 |
| 5.2. Нагрузки, действующие на КА на участках полета | 127 |
| 5.3. Основные факторы, определяющие требования к конструктивно-компоновочным схемам КА и составу бортового комплекса | 130 |
| 5.4. Особенности компоновки отсеков и агрегатов КА | 137 |
| 5.5. Общие вопросы компоновки и конструирования обитаемых отсеков КА | 142 |
| 5.6. Сборка орбитальных станций и других космических объектов на орбите | 146 |
| 5.7. Спускаемые аппараты | 150 |
| 5.7.1. Проблемы спуска КА в атмосферах планет | 150 |
| 5.7.2. Системы теплозащиты | 159 |
| 5.8. Некоторые особенности выбора проектных параметров ТКС | 163 |
| 5.8.1. Состав и назначение ракетных блоков ТКС и их основные параметры | 163 |
| 5.8.2. Определение параметров ТКС для межорбитальных перелетов | 164 |
| 5.8.3. Основные массовые, объемные и энергетические характеристики ТКС | 167 |
| Глава 6. Энергосиловые установки космических аппаратов | 171 |
| 6.1. Некоторые особенности энергосиловых установок КА | 171 |
| 6.2. Основные источники энергии КА | 172 |
| 6.3. Основные источники массы | 173 |
| 6.4. Энергетические установки КА | 175 |
| 6.5. Двигательные установки КА | 177 |
| 6.6. Приближенная классификация и некоторые структурные схемы электроракетных двигателей | 180 |
| 6.7. Системы электропитания двигательных установок и системы хранения и подачи рабочего тела | 183 |
| Глава 7. Системы управления космических аппаратов | 188 |
| 7.1. Классификация систем | 188 |
| 7.2. Гравитационная система ориентации | 191 |
| 7.3. Аэродинамическая система ориентации | 193 |
| 7.4. Электромагнитная система ориентации | 194 |
| 7.5. Ориентация и стабилизация с помощью газовых сопел | 196 |
| 7.6. Система ориентации с помощью инерционного маховика, установленного в карданном подвесе | 197 |
| 7.6.1. Характеристики систем с инерционным маховиком | 198 |
| 7.6.2. Система стабилизации и ориентации ИСЗ с двумя инерционными маховиками | 199 |
| 7.7. Ориентация с помощью блока свободных гироскопов | 200 |
| Глава 8. Устройство и взаимодействие космодрома с транспортной космической системой | 202 |
| 8.1. Космодром | 202 |
| 8.2. Элементы космодрома | 205 |
| 8.3. Функционирование космодрома | 209 |
| Приложения | 210 |
| Список литературы | 254 |