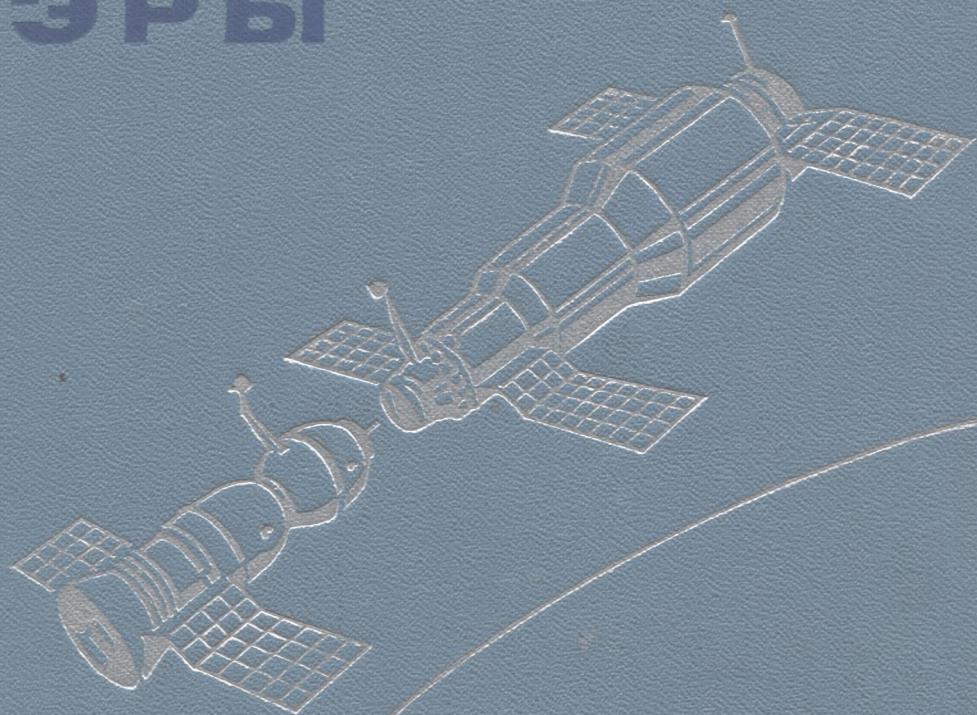


А.Н. Пономарев

ГОДЫ КОСМИЧЕСКОЙ ЭРЫ



А. Н. ПОНОМАРЕВ

ГОДЫ КОСМИЧЕСКОЙ ЭРЫ

Ордена Трудового Красного Знамени
ВОЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО
МИНИСТЕРСТВА ОБОРОНЫ СССР
МОСКВА — 1974

Пономарев А. Н.

П56 Годы космической эры. М., Воениздат, 1974.

291 с.

Автор — известный авиационный специалист, доктор технических наук, генерал-полковник-инженер, опубликовал ряд трудов по авиации и космической технике, в том числе «Пилотируемые космические корабли», «Авиация на пороге в космос», в которых в научно-популярной форме говорилось об освоении космоса человеком. По космической технике бурно развивается, на космические трассы были выведены долговременные летающие станции типа «Салют». Человек осуществил посадку на лунную поверхность.

В новой книге Александра Николаевича Пономарева рассказывается о дальнейшем освоении космического пространства. Описываются новые космические корабли типа «Союз», летающие орбитальные станции «Салют», а также космические аппараты «Аполлон», с помощью которых осуществлена посадка человека на Луну, их устройство, двигательные ракетные установки, обеспечение жизнедеятельности в кабинах космических кораблей.

Книга рассчитана на читателя, интересующегося развитием космической техники.

П 11204-212
068(02)-74 103-74

6Т6

Космические исследования, проводимые в течение последних 15—20 лет, открыли новую эру в познании человеком Вселенной. В нашей стране была проведена большая работа по созданию мощной ракетной техники, наличие которой позволило осуществить заветную мечту человечества — полет в космос.

Первый полет человека в космос, осуществленный 12 апреля 1961 г. Юрием Гагариным, являлся шагом в неизведанное, серьезным психологическим барьером, который необходимо было преодолеть.

Дальнейшая программа советских космических полетов предусматривала постоянное усложнение задач (от кораблей-спутников типа «Восток» до орбитальной космической станции «Салют», состыкованной с кораблем «Союз»).

Выдающимся экспериментом явился выход Алексея Леонова в открытый космос. Групповые полеты космических кораблей типа «Союз» и переход из одного корабля в другой в космическом пространстве наряду с длительными полетами и полетами кораблей в состыкованном состоянии завершились полетом станции «Салют» с героическим экипажем на борту в составе Г. Т. Добровольского, В. Н. Волкова и В. И. Пацаева.

Советская космонавтика уверенно продвинулась вперед в освоении космического пространства как на пилотируемых, так и на автоматических станциях. Человечество вышло за пределы нашей планеты. Возможность полетов в будущем на другие планеты и в иные миры расширит сферу нашего представления о Вселенной.

Космические исследования не только оказали огромное влияние на развитие науки и техники, но и нашли широкое практическое применение на Земле. Физические и геофизические исследования, исследования атмосферы, гидрологические и метеорологические наблюдения позволяют в ближайшее время решать многие вопросы. Изучение ресурсов земли, получение информации о ее поверхности и даже породах, залегающих в ее недрах, с помощью спектров отдельных участков поверхности в ультрафиолетовом, инфракрасном и микроволновом диапазонах электромагнитного излучения, развитие внеатмосферной астрономии и радиоастрономии в настоя-

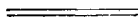
щее время чрезвычайно перспективны. Медико-биологические эксперименты оказали большое влияние на развитие медицинской науки.

В целом развитие космонавтики оказывает значительное влияние на научно-технический прогресс, развитие многих областей прикладных наук и техники. Созданы новые виды металлических и неметаллических конструкционных материалов. Разработаны новые типы высокоэффективных источников и преобразователей электроэнергии.

Космонавтика ускорила решение многих вопросов в области автоматизации и методов передач и обработки информации и оказала большое влияние на развитие микроминиатюризации в электронике, создание малогабаритных электронно-вычислительных машин.

Космические исследования раскрывают новые горизонты для прогресса науки, техники и производства.

Настоящая книга посвящена истории развития космонавтики отечественной и за рубежом. В ней использованы данные открытой советской и иностранной печати. Глава 8 целиком написана по материалам иностранной печати.



ГЛАВА I

ОСНОВНЫЕ ОПРЕДЕЛЕНИЯ. КОСМИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС

Понятие «космос» является достаточно широким. Говоря о космосе, обычно имеют в виду всю Вселенную. Однако в настоящее время в основном рассматриваются полеты автоматических систем в пределах Солнечной системы, а пилотируемых — в зоне орбит Земли, Венеры и Марса.

Основной силой, определяющей движение искусственного спутника или корабля в космическом пространстве, является сила тяготения планеты, вокруг которой обращается данный спутник (корабль), или сила тяготения Солнца (при полете в космическом пространстве вдали от планеты). Траектория полета искусственного спутника Земли или космического корабля по земной орбите определяется главным образом полем тяготения Земли. Эту траекторию с достаточной точностью можно определить, если пренебречь воздействием гравитационных полей Солнца и Луны. Учет влияния этих полей необходим только для получения результатов весьма высокой точности. При межпланетном полете космического корабля поле тяготения Земли оказывает на него существенное влияние лишь в начальный период, когда он находится в непосредственной близости к Земле. На некотором этапе полета корабля притяжением Земли можно пренебречь, так как основное влияние на полет будет оказывать уже гравитационное поле Солнца, а с определенного расстояния и планеты, к которой направляется космический корабль.

Таким образом, в зависимости от того, какое гравитационное поле оказывает преобладающее влияние на космический корабль, полеты в космическом пространстве условно можно разделить на полеты вокруг данной планеты, когда действующие силы других планет и Солнца малы и их можно не принимать во внимание, и полеты между планетами, когда нельзя пренебрегать действием поля тяготения Солнца, а на отдельных участках и планет. Полеты вокруг Земли называются геоцентрическими, вокруг Луны — селеноцентрическими, между планетами — межпланетными.

Движение спутников и космических кораблей (без прикладываемой тяги), так же как движение любых небесных тел, определяется законами небесной механики. В основе ее лежит закон всемирного тяготения Ньютона.

Современное представление о строении Вселенной базируется на великом открытии, сделанном гениальным польским ученым Николом Коперником (1473—1543 гг.), опровергшим господствовавшие до тех пор взгляды греческого ученого Клавдия Птолемея (140 год нашей эры), который утверждал, что центром Вселенной является Земля и вокруг нее вращаются все небесные тела. Коперник выдвинул гипотезу, по которой Солнце является центральным небесным телом, а вокруг него по орбитам движутся планеты. Одна из них — наша Земля. Она проходит свой путь вокруг Солнца за 365,25 дня.

Немецкий астроном Иоганн Кеплер (1571—1630 гг.), горячий сторонник учения Коперника, установил, что каждая планета движется по эллипсу, в одном из фокусов которого находится Солнце, в плоскости, проходящей через центр Солнца. При этом отношение квадратов времени обращения планет вокруг Солнца равно отношению кубов их средних расстояний до Солнца.

Английский естествоиспытатель и математик Исаак Ньютон (1643—1727 гг.) дал исчерпывающие доказательства причинам движения планет и сформулировал закон, определяющий их движение. Он обнаружил, что два тела взаимно притягиваются с силой, зависящей, во-первых, от массы каждого из них и, во-вторых, от расстояния между ними. Эту закономерность, открытую Ньютоном, называют законом всемирного тяготения. Притяжение Земли проявляется так, словно оно исходит из ее центра. Каждое тело, находящееся на поверхности Земли, стремится упасть возможно ближе к ее центру, но этому препятствует поверхность Земли. Так возникает сила, с которой тело давит на свою опору. Эта сила называется весом тела, она является следствием притяжения Земли. Чтобы воспрепятствовать падению тела в поле тяготения Земли, надо преодолеть силу ее притяжения, для чего к телу необходимо приложить силу, которая действовала бы противоположно направлению действия силы притяжения нашей планеты.

При движении тела по окружности возникает центробежная сила, действующая в направлении, противоположном направлению силы притяжения (центростремительной силы). При полете тела вокруг Земли со скоростью 7,91 км/с центробежная сила во всех точках его орбиты будет равна центростремительной силе. Не учитывая силы сопротивления движению, можно считать, что тело не будет ни удаляться от Земли, ни приближаться к ней, т. е. будет лететь по окружности и, таким образом, превратится в искусственный спутник Земли. Полет такого спутника теоретически (вне влияния атмосферы) может продолжаться бесконечно.

Итак, скорость 7,91 км/с имеет весьма важное значение для характеристики движения тела в космическом пространстве. Она

называется круговой, орбитальной или первой космической скоростью в поле земного тяготения.

Если тело, направляемое в космос, получит скорость, превышающую 7,91 км/с, то оно будет двигаться уже не по окружности, а по эллипсу. Чем больше скорость, сообщенная телу, тем более вытянутым будет эллипс. При скорости 11,2 км/с траектория полета примет форму параболы в связанной с Землей системе координат, и тело, преодолев силу земного притяжения, выйдет по этой незамкнутой кривой в солнечное пространство. В связи с этим скорость 11,2 км/с называют параболической, скоростью «освобождения» или второй космической скоростью.

При скорости, превышающей 11,2 км/с, траектория примет форму гиперболы, которая, как и парабола, представляет собой незамкнутую кривую.

Огромное влияние на все виды движения в природе оказывает так называемая инерция массы. При изменении скорости движения тело оказывает известное сопротивление, для преодоления которого к нему необходимо приложить усилие. Это изменение скорости движения в определенный промежуток времени называется ускорением. За единицу ускорения принимают изменение скорости свободно падающего тела у поверхности Земли за 1 с. Оно равно $9,81 \text{ м/с}^2$ и обозначается буквой g .

Ускорение принято характеризовать величиной перегрузки, показывающей, во сколько раз фактическое ускорение больше ускорения силы тяжести. Очевидно, что чем больше ускорение, тем больше перегрузка.

В процессе выхода в космическое пространство обязательно возникает перегрузка. При старте космического корабля во время работы ракетных двигателей ускорение непрерывно увеличивается.

Допустим, что ускорение достигло $39,24 \text{ м/с}^2$, т.е. ракеты получила ускорение $4 g$ ($9,81 \times 4$). Следовательно, перегрузка также будет равна четырем единицам. Но это значит, что «вес» каждого члена экипажа корабля увеличится в 4 раза. Слово «вес» мы заключили в кавычки, так как оно имеет относительный смысл. Здесь правильнее было бы сказать так: тяжесть, которая при этом действует на человека, увеличивается в 4 раза.

Ускорение, а следовательно, и перегрузка могут достигать значительно больших величин. Ясно, что на тело человека в этом случае будет давить большая тяжесть.

Величина переносимой человеком перегрузки и время ее действия всегда находятся в обратной зависимости: чем меньше время действия перегрузки, тем больше она может быть по величине. Следовательно, нельзя указать какую-то определенную максимальную перегрузку, которую человек может выдержать. Все зависит от времени ее действия. Экспериментами доказано, что человек, находясь в вертикальном положении, достаточно хорошо переносит перегрузки до $8 g$ за 3 с и до $5 g$ за 12—15 с. При



Академик С. П. Королев и первый в мире космонавт Ю. А. Гагарин

мгновенном действии (меньше 0,1 с) человек способен переносить двадцатикратные и даже большие перегрузки.

Из сказанного следует, что задачей конструкторов пилотируемых космических летательных аппаратов является обеспечение таких условий полета, при которых перегрузки были бы безопасными для человека.

Необходимо напомнить, что при полетах на современных реактивных самолетах во многих случаях также возникают большие ускорения и соответственно большие перегрузки. В основном это — центробежные ускорения при полете по кривой. Их можно получить и в наземной лаборатории с помощью так называемой центрифуги. Эксперименты на центрифуге и испытательные полеты дали возможность установить, что человек способен переносить большие перегрузки, если они направлены перпендикулярно к продольной оси его тела, т.е. если человек лежит, так как в этом положении кровь не скапливается в какой-то одной части тела. Некоторые люди во время опытов переносили в данном положении перегрузки до 10 g и более в течение до 30 с. При этом у них не наблюдалось каких-либо расстройств.

ЭЛЕМЕНТЫ ТРАЕКТОРИИ И ЭТАПЫ ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Траектория полета космического летательного аппарата (баллистической ракеты, искусственного спутника Земли, космического корабля и др.) состоит из следующих участков: активного, пассивного и входа в атмосферу (рис. 1).

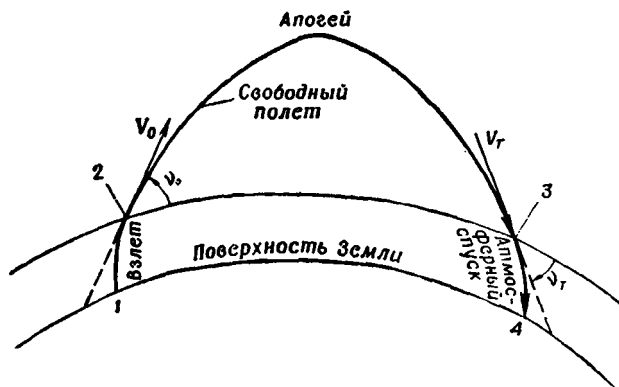


Рис. 1. Траектория полета баллистической ракеты

Активный участок (1—2). На нем летательному аппарату сообщается требуемая для дальнейшего полета скорость. При запуске летательного аппарата с Земли скорость движения его в плотных слоях атмосферы сравнительно невелика. В конце же активного участка, когда скорость движения доводится до

околокосмической, полет осуществляется в верхних слоях атмосферы.

Активный участок летательного аппарата, предназначенного для полета к Луне, Марсу, Венере или другим планетам, как бы разделен на две части. Сначала производится вывод аппарата на орбиту вокруг Земли, а затем включаются двигатели, которые сообщают аппарату вторую космическую скорость, и он переходит на орбиту полета к небесному телу.

Пассивный участок (2—3). По достижении космическим летательным аппаратом заданной скорости работа двигателя прекращается. Активный участок полета на этом заканчивается. Дальнейший полет осуществляется под действием гравитационного поля данной планеты, ее спутника или Солнца. Кроме того, на космический летательный аппарат может действовать аэродинамическая сила сопротивления атмосферы планеты, которая при длительном полете может оказать существенное влияние на скорость полета и форму траектории.

Участок входа в атмосферу (3—4). Для возвращения на Землю после полета в космическом пространстве летательный аппарат тормозится и входит в плотные слои атмосферы. Торможение осуществляется двигательной установкой. Космические летательные аппараты входят в плотные слои атмосферы с околокосмическими скоростями. При этом резко возрастают тепловые потоки и аэродинамические нагрузки, действующие на них.

Движение космического летательного аппарата на активном участке

Активный участок траектории, на котором работают двигатели, предназначается для сообщения летательному аппарату требуемых значений скорости, высоты и угла наклона траектории к горизонту. Характер движения космического летательного аппарата на этом участке определяется программой полета и способом старта, так как могут быть не только наземные, но и воздушные старты.

На примере выведения искусственного спутника на орбиту вокруг Земли рассмотрим характер движения его на активном участке траектории.

Для того чтобы вывести искусственный спутник на околоземную орбиту, ракета-носитель должна доставить его на требуемую высоту и разогнать до скорости, при которой он продолжил бы полет по замкнутой кривой (орбите) вокруг Земли. Простейшей орбитой искусственного спутника Земли является круговая, т. е. такая, на которой спутник совершает движение с постоянной скоростью на неизменном расстоянии от центра Земли. Как же определить скорости, до которых необходимо разогнать спутник, чтобы он осуществлял полет по круговой орбите на различных высотах над поверхностью Земли?

Для центрального гравитационного поля сила тяжести согласно закону всемирного тяготения определяется выражением

$$G_r = mg_r = f \frac{Mm}{r^2} = \frac{Km}{r^2}, \quad (1)$$

где m — масса летательного аппарата;

g_r — ускорение силы тяжести на расстоянии r от центра Земли;

f — универсальная гравитационная постоянная; величина ее одинакова для всех тел: $f = \frac{1}{3866^2} \text{ см}^3/\text{гс} \cdot \text{с}^2$;

M — масса планеты;

r — расстояние от центра Земли до летательного аппарата;

$K = fM$ — гравитационный параметр; для поля тяготения Земли $K = 398\,620 \text{ км}^3/\text{с}^2$.

Если корабль находится на круговой орбите, то сила притяжения оказывается равной центробежной силе при равномерном движении со скоростью V по окружности радиусом r , т. е.

$$\frac{mV_{\text{кр}}^2}{r} = \frac{Km}{r^2}.$$

Отсюда

$$V_{\text{кр}} = \sqrt{\frac{K}{r}}. \quad (2)$$

Эту скорость принято, как уже указывалось, называть круговой, орбитальной или первой космической скоростью.

Для круговой орбиты с высотой над поверхностью Земли 100 км орбитальная скорость составляет 7,85 км/с, а на высоте 300 км — 7,73 км/с. Это, конечно, не означает, что вывести спутник на высоту 300 км проще, чем на высоту 100 км. Дело в том, что с увеличением высоты выведения растут потери скорости на преодоление поля тяготения Земли, причем рост этих потерь с увеличением высоты превалирует над уменьшением орбитальной скорости.

При рассмотрении активного участка выведения искусственного спутника Земли необходимо учитывать, что выведение осуществляется с вращающейся Земли. Поэтому абсолютная конечная скорость спутника будет складываться из его скорости по отношению к Земле (относительной скорости) и переносной скорости суточного вращения Земли. Для постоянной абсолютной конечной скорости относительная скорость спутника (ракеты-носителя) может быть меньше или больше абсолютной конечной скорости в зависимости от наклона орбиты, т. е. в зависимости от географической широты места старта. Чем меньше наклонение орбиты, тем меньше потребная относительная скорость, т. е. тем больше используется вращение Земли для сообщения необходимой скорости спутнику. Так, наибольшая скорость, которую удастся использовать за счет вращения Земли при нулевом наклонении (запуск осуществляется в восточном направлении в плоскости экватора), составляет 465 м/с. При больших наклонениях (боле

90°) пришлось бы даже преодолевать окружную скорость вращения Земли. Это значит, что относительная скорость должна быть больше абсолютной.

При выведении спутника на орбиту большое значение имеет программа изменения угла наклона траектории к горизонту. В начальной стадии полета траектория ракеты-носителя аналогична траектории баллистической ракеты. Она представляет собой вертикальный стартовый участок и имеет сравнительно крутой начальный участок. Такой характер траектории обеспечивает наибольшую простоту старта и максимально быстрый выход спутника из плотных слоев атмосферы еще до достижения им больших скоростей полета. Далее система управления обеспечивает заданную программу поворота ракеты так, что нормальные силы непрерывно искривляют траекторию до достижения заданного угла наклона траектории к местному горизонту.

Движение космического летательного аппарата за пределами атмосферы

Системы координат. Как уже отмечалось, движение космических кораблей, так же как и всех небесных тел в пределах Солнечной системы, определяется в основном действующими на них гравитационными силами. Строение Солнечной системы во многих случаях позволяет представить свободный полет космического корабля происходящим в гравитационном поле того или иного небесного тела. Это дает возможность описывать движение планет, спутников и других небесных тел в системах координат, начала которых помещены в центрах гравитационных полей. Соответствующие системы координат обычно называют по имени того небесного тела, в центр которого они помещены. Например, гелиоцентрическая система координат имеет начало в центре Солнца, геоцентрическая — в центре Земли, селеноцентрическая — в центре Луны и т. п.

Орбиты искусственных спутников Земли. В зависимости от скорости, высоты и угла наклона траектории к местному горизонту в конце активного участка можно получить ту или иную орбиту искусственного спутника Земли. Если конечная скорость ракеты-носителя на активном участке равна круговой, то мы получим круговую орбиту (рис. 2); если конечная скорость ракеты-носителя окажется больше круговой для данной высоты выведения, то орбита будет эллиптической. При этом точка наибольшего удаления спутника от Земли (апогей) всегда будет находиться на большей высоте, чем точка выведения. Если же конечная скорость меньше круговой, то точка наименьшего удаления спутника от Земли (перигей) всегда будет ниже высоты выведения.

При одной и той же скорости и высоте выведения изменение угла наклона траектории к местному горизонту значительно влияет на высоту перигея орбиты. Наибольшая высота перигея — при нулевом угле наклона траектории к горизонту. Увеличение или

уменьшение этого угла уменьшает высоту перигея и меняет траекторию спутника по отношению к Земле (рис. 2).

Время одного оборота спутника вокруг Земли (период обращения) при круговой орбите с радиусом r :

$$T_{кр} = \frac{2\pi r}{V_{кр}} = \frac{2\pi}{\sqrt{K}} \cdot r^{3/2}. \quad (3)$$

Время обращения спутника Земли при полете на высоте 300 км по круговой орбите согласно формуле (3) составляет примерно 90 мин. С увеличением высоты оно интенсивно возрастает. Легко

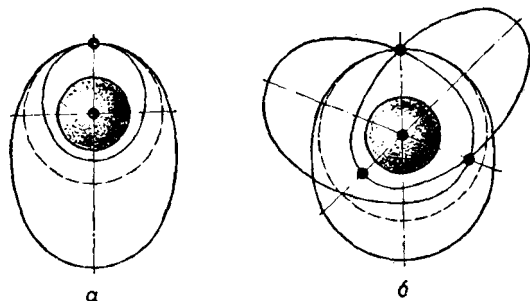


Рис. 2. Изменение орбиты спутника:

a — в зависимости от скорости выведения; b —
в зависимости от направления вектора скорости
выведения

найти высоту, на которой время обращения спутника равно времени суточного вращения Земли: $T_{кр} = 23 \text{ ч } 56 \text{ мин } 4 \text{ с}$. Эта высота оказывается равной 35 830 км. Спутник, запущенный в плоскости экватора в восточном направлении на данную высоту, находился бы над одной и той же точкой поверхности Земли. Такой спутник принято называть **стационарным**, а его орбиту — **стационарной**.

Если орбита не круговая, а эллиптическая, то период обращения определяется формулой

$$T_{сп} = \frac{2\pi}{\sqrt{K}} a^{3/2}, \quad (4)$$

где a — большая полуось эллипса; $a = \frac{r_{п} + r_{а}}{2}$ ($r_{п}$ — радиус перигея; $r_{а}$ — радиус апогея).

Рассчитаем период обращения первого советского искусственного спутника Земли (рис. 3), выведенного 4 октября 1957 г. на эллиптическую орбиту. Высота перигея его равна 228 км, апогея — 947 км. Это значит, что

$$a = \frac{2R_{з} + H_{п} + H_{а}}{2} = 6959 \text{ км};$$

$$T_{сп} = \frac{2\pi}{631} \cdot 6959^{3/2} = 5770 \text{ с} = 96,2 \text{ мин.}$$

Этот результат является периодом обращения первого советского искусственного спутника Земли в начале его движения.

Сроки существования спутников зависят от высоты орбиты, на которую они запущены. Орбита спутника будет постоянной, если она расположена на такой высоте, где силы аэродинамического сопротивления очень малы.

Искусственные спутники Земли в настоящее время играют важную роль в решении многих научных и практических хозяйственных задач. Спутники используются для сбора научных данных о Земле и Вселенной, обеспечения связи, передачи телевизионных программ, навигации, разведки погоды и т. д.

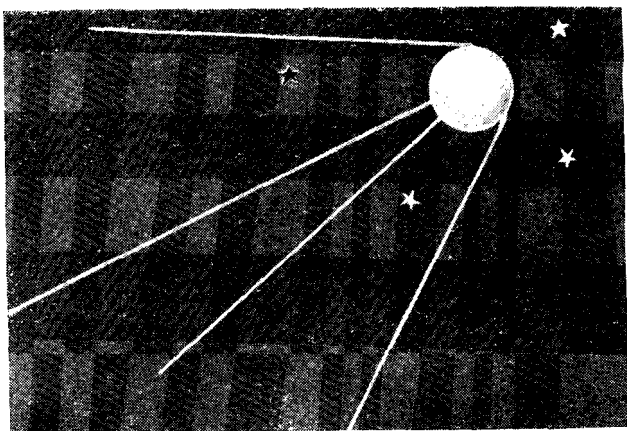


Рис. 3. Первый в мире искусственный спутник Земли

Еще более широкое применение найдут обитаемые спутники, которые будут выполнять ряд совершенно новых функций, таких, например, как спасение экипажей в космосе, обслуживание и ремонт различных космических аппаратов. Кроме того, в США спутники применяются и для решения военных задач: запущен в космос ряд спутников-разведчиков, которые, как отмечается в иностранной печати, фотографируют важные в военном отношении районы Земли и различные объекты.

Управление спутником на участке выведения на орбиту по существу сводится к управлению ракетой-носителем. После вывода спутника на расчетную орбиту к нему предъявляются следующие требования: устойчивое движение на орбите и минимальное отклонение от нее.

Навигация спутников на орбите требует определения ряда данных для вычисления их положения. После соответствующих наблюдений, позволяющих вычислить фактические курс и скорость летательного аппарата, производится расчет необходимых попра-

вок в курсе и скорости для совершения маневров, предусмотренных заданиями на полет. Навигационное наблюдение наиболее эффективно осуществляется наземными станциями слежения. Однако с помощью бортовых приборов, позволяющих непрерывно наблюдать за наземным положением географической точки спутника, человек, находящийся на спутнике, может определить параметры орбиты спутника и при потере связи с Землей.

Полеты космических кораблей. Если космическому кораблю будет сообщена такая скорость, при которой его кинетическая энергия $\frac{mV^2}{2}$ окажется равной потенциальной энергии $\frac{mK}{r^2}$, то корабль выйдет из гравитационного поля Земли. Эту скорость, как указывалось, называют параболической скоростью, скоростью «освобождения» или второй космической скоростью. Она равна 11,1859 км/с (обычно принимают 11,2 км/с).

На рис. 4 показана возможная область полетов космических кораблей в координатах «высота — скорость». Здесь же показана область полетов баллистических ракет.

Область полетов космических кораблей снизу ограничена кривой так называемого аэродинамического барьера, сверху — кривой, которая называется временным барьером. Временным барьером в данном случае является продолжительность полета (с учетом возвращения на Землю) не более 10 лет. Слева эта область ограничена кривой первой космической скорости, а справа — кривой, ограничивающей область, где ускорения не превышают 2 g. Кроме того, область полетов разделена на участки, в каждом из которых наиболее выгодно использовать определенный вид ракетного двигателя. Это разделение проведено в соответствии с тем диапазоном скоростей, который является оптимальным для двигателя данного вида.

Рассмотрим возможные орбиты межпланетных полетов и проанализируем некоторые соображения по их выбору.

Орбитальные плоскости планет либо совпадают с плоскостью орбиты Земли, либо незначительно от нее отклоняются. Планеты движутся по орбитам, близким к круговым. На них действует гравитационное ускорение, вызванное полем тяготения Солнца (рис. 5). Имеются области пространства, где преобладающее влияние оказывает гравитационное поле планеты. Это — сфера действия планеты. Под сферой действия планеты подразумевается часть пространства, в которой при анализе движения малого тела со второй космической скоростью относительно планеты основным центром тяготения следует считать планету, а не Солнце.

При первых межпланетных полетах человека, несомненно, будут использованы орбиты минимальных энергий, на которых сила притяжения Солнца будет играть главную роль при движении космического корабля. Полет межпланетного космического корабля будет состоять из ряда этапов, каждый из которых потребует самостоятельного подхода к решению навигационной задачи с

учетом воздействия гравитационных полей Солнца, а также планет отправления и назначения.

Первый этап — старт корабля. На этом этапе корабль стартует с поверхности Земли (или планеты отправления), разгоняется и уходит из поля притяжения Земли. По окончании работы

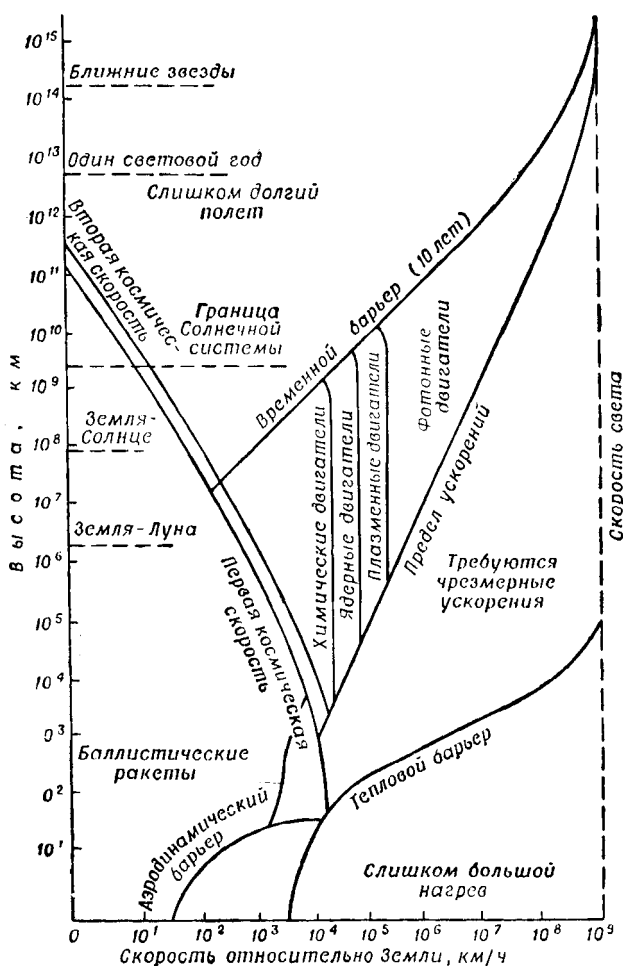


Рис. 4. Области полетов космических кораблей

двигательной установки кораблю сообщается скорость, достаточная для выхода за пределы сферы притяжения Земли. Преобладающее воздействие на корабль на данном этапе оказывает гравитационное поле Земли.

Второй этап — полет на среднем участке. На данном этапе корабль проходит большую часть расстояния между планетами по траектории свободного полета или при малой тяге. Зада-

чей навигации в этом случае является определение положения корабля на траектории, по которой он в заданное время должен выйти в район планеты назначения. На втором этапе необходимо вычислить исходные данные для корректирующих маневров и выполнить эти маневры. Преобладающее воздействие на корабль оказывает гравитационное поле Солнца.

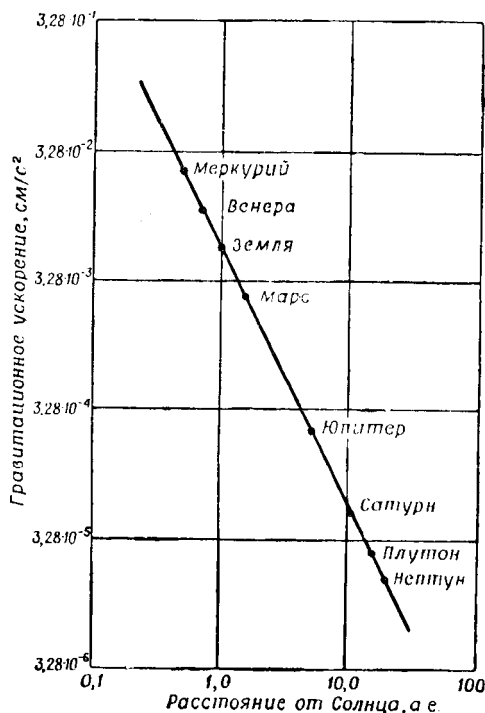


Рис. 5. Гравитационное поле Солнца

Третий этап — полет на участке подхода к другой планете и посадки на нее. На данном этапе корабль переходит на орбиту, по которой выходит к планете назначения. Преобладающее влияние на полет здесь оказывает гравитационное поле этой планеты. Корабль входит в атмосферу планеты в пределах посадочного коридора, форма и размеры которого определяются параметрами, обусловленными характеристиками планеты и космического корабля.

Четвертый этап — возвращение на Землю (планету назначения).

Протяженность первого этапа определяется радиусом сферы притяжения Земли, который составляет около 925 000 км. Длина второго этапа (гелиоцентрической траектории перехода к ближайшей из планет) во много раз больше и составляет сотни миллионов километров. Таким образом, можно считать, что основ-

ная часть среднего участка траектории находится вне пределов сферы притяжения Земли.

Если известны начальные координаты и скорость полета космического корабля, а также характеристики гравитационного поля, в котором движется корабль, то теоретически осуществлять космическую навигацию можно без использования внешних ориентиров, космических тел или специальных маяков. В этом случае на борту корабля должна применяться инерциальная система навигации для осуществления ориентации корабля.

Положение и скорость полета космического корабля можно определить путем измерения их астрономическими методами, основываясь на знании законов движения небесных тел относительно Солнца. Звезды или планеты, используемые в качестве ориентиров при измерениях подобного рода, являются фактически навигационными средствами такого же характера, как ориентиры и маяки, используемые в морской или воздушной навигации на Земле. Параметры траектории космического корабля можно измерять также с помощью наземных станций слежения. Можно полагать, что в будущем такие станции будут установлены и на небесных телах.

Полеты космических аппаратов к Луне стали уже действительностью. Луна — самое близкое к Земле небесное тело Солнечной системы. Она является естественным спутником Земли. Среднее расстояние от Земли до Луны равно 384 400 км. В перигее расстояние до Луны равно 363 000 км, в апогее — 405 500 км. Масса Луны составляет 0,01 массы Земли, диаметр — 0,27 диаметра Земли, объем — 0,02 объема Земли, плотность — 0,61 плотности Земли. Ускорение силы тяжести на поверхности Луны равно $1,62 \text{ м/с}^2$, т. е. примерно в шесть раз меньше земного. Следовательно, вес всякого предмета на Луне в шесть раз меньше, чем на Земле. Луна все время обращена к Земле одной и той же стороной. Это объясняется тем, что она вращается вокруг своей оси с таким же периодом, с каким обращается вокруг Земли. Для полета на Луну требуется значительно меньше времени, чем для полета к более удаленным планетам. Всего несколько дней нужно для того, чтобы совершить полет к Луне, в то время как для любого другого межпланетного перелета потребуются месяцы и годы.

Землю и Луну часто рассматривают как единую динамическую систему. Общий центр масс этой системы, или так называемый барицентр, располагается на линии, соединяющей центры обоих тел, и отстоит от центра Земли примерно на 5000 км.

В отличие от Земли Луна почти лишена атмосферы. Следовательно, при посадке на Луну нет возможности погасить кинетическую энергию корабля путем превращения ее в тепло, как это делается при движении в атмосфере. Поэтому на корабле необходимо иметь специальное устройство для торможения и амортизации удара в момент посадки.

Стыковка космических аппаратов. В современных космических полетах чрезвычайно важное значение приобретает задача встречи в космосе двух космических аппаратов и осуществления их стыков-

ки. Она вызывается, с одной стороны, соображениями обеспечения минимальных затрат при запуске аппаратов, с другой — необходимостью создания орбитальных научных станций, доставки на них грузов, смены экипажей, ремонта в космосе и др. Под термином «стыковка» подразумевается осуществление механического контакта между двумя космическими аппаратами. Стыковка является заключительной фазой встречи на орбите.

Разработка системы стыковки началась с определения общих принципов ее выполнения. Прежде всего требовалось установить, на каком отсеке космического аппарата целесообразнее всего сделать стыковочный узел. Было решено использовать для стыковки носовой отсек, так как в этом случае можно осуществлять визуальное управление процессом стыковки и непосредственно наблюдать за ним.

Другая задача заключалась в выборе типа цели — активной или пассивной. Активный аппарат (корабль) способен приближаться к объекту стыковки в результате коррекции собственной орбиты, использования радиомаяка или мигающих огней и несет на себе важные части системы стыковки; пассивный не может приближаться к объекту стыковки.

Исследовалась также возможность повторного выполнения стыковки. Система, предназначенная для одноразовой стыковки, довольно проста. Но специалисты пошли на ее заведомое усложнение, связанное с многократным применением. Для оценки энергетических затрат при стыковке и выбора амортизирующей системы процесс стыковки исследовался путем моделирования.

Стыковка осуществляется в три этапа: сначала выполняется встреча на орбите двух аппаратов, затем маневр сближения и собственно стыковка.

Встреча на орбите. Для осуществления встречи аппаратов должна быть такая последовательность маневров: изменение плоскости орбиты, переход с одной орбиты на другую, находящуюся в той же плоскости, ускорение или замедление движения по орбите и окончательное сближение.

Простейшим способом, используя который можно осуществить встречу двух аппаратов, является непосредственный вывод активного корабля на орбиту находящегося в полете другого аппарата. Управление ракетой-носителем, выводящей активный корабль для встречи, осуществляется аппаратурой с места старта или комплексом станций сопровождения, размещаемых по трассе полета. Чтобы скомпенсировать ошибки, которые могут возникнуть в процессе работы системы управления ракетой-носителем, обычно предусматривают маневры аппарата на конечном участке траектории перед встречей.

Траектория полета ракеты-носителя, выводящей на орбиту активный корабль, состоит из нескольких участков: выведения, корректировки, поиска и целеуказания и, наконец, самонаведения. Последний участок активного наведения приводит к встрече спутников. Пассивный аппарат находится на известной орбите, и за

ним непрерывно осуществляется слежение, т.е. определяются параметры его орбиты. Эти параметры вводят в запоминающее устройство системы наведения активного аппарата. Время запуска этого корабля планируется с большой точностью по отношению к моменту прохождения пассивного аппарата над ним. Запускается активный

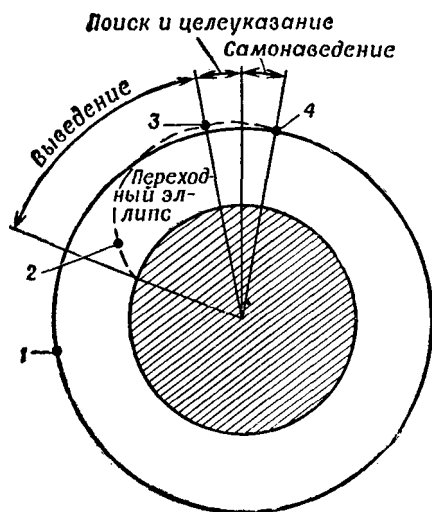


Рис. 6. Схема встречи аппаратов на орбите:

1 — положение опорного аппарата в момент запуска «перехватчика»; 2 — выключение двигателей ракеты-носителя; 3 — корректировка; 4 — встреча на орбите

корабль в одной плоскости с траекторией пассивного (опорного) аппарата, что обеспечивает встречу с пассивным аппаратом после осуществления корректирующего маневра. Схема встречи двух аппаратов на орбите этим способом показана на рис. 6.

Более общим является случай встречи аппаратов на орбите, когда активный корабль выводится на орбиту, находящуюся не в той плоскости, в которой находится орбита пассивного аппарата. Это требует маневров для изменения плоскости орбиты и маневров в плоскости орбиты.

Предположим, что пассивный аппарат находится на заданной орбите, а активный корабль должен быть запущен с того же места старта, что и пассивный. В результате вращения Земли орбита пассивного аппарата спроектируется на поверхность Земли как

разомкнутая кривая (рис. 7). Место старта будет находиться в плоскости орбиты пассивного аппарата один раз за 12 ч. Исключение составляет только случай, когда аппарат запущен на орбиту с нулевым углом наклона орбиты, т.е. с места старта, расположенного на экваторе. При этом опорный аппарат будет иметь широту точки расположения места старта дважды в течение каждого оборота аппарата. Если угол наклона орбиты равен широте точки расположения места старта, след орбиты на поверхности Земли будет колебаться в окрестностях широты места старта.

Маневр сближения космических аппаратов отличается от других маневров малыми относительными скоростями и расстояниями. Начальные условия сближения зависят от точности работы систем навигации и наведения корабля на конечном участке. Понятно, что если скорость сближения к моменту контакта чрезмерно велика, то возникает опасность повреждения стыкуемых аппаратов в результате удара при контакте. Как показывает практика, двигательная установка, используемая для маневра сближения, должна обеспечивать небольшие ускорения.

Управление встречей пилотируемого корабля с пассивным кораблем (станцией) на этапах непосредственного сближения (ограничительная дальность порядка 15—30 км) и стыковки может возлагаться на пилота-космонавта. Это объясняется исключительными способностями человека объемно видеть и лучше машины оценивать обстановку при не предусмотренных программой условиях полета. Ясное понимание возникшей ситуации в сочетании с приобретенными ранее знаниями и опытом позволяет космонавту

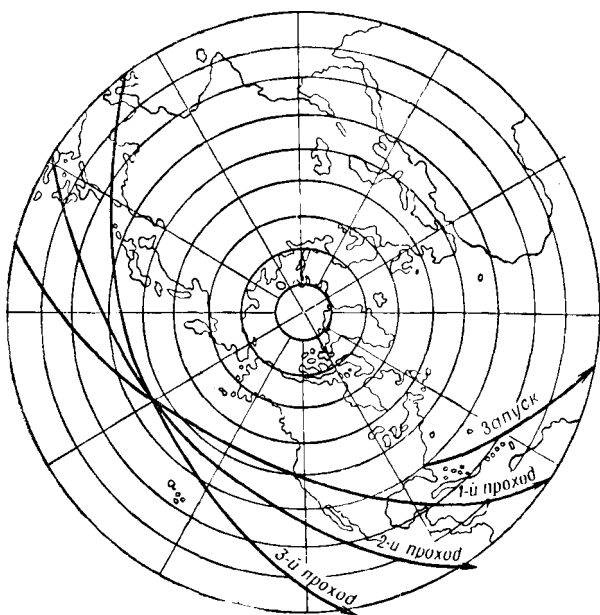


Рис. 7. Полярная диаграмма следов орбит
($T=90$ мин)

на основе умозаключения принимать гибкие решения. Однако привлечение космонавта к участию в управлении полетом требует освобождения его от выполнения однообразных операций, снижающих работоспособность и притупляющих правильное восприятие окружающей обстановки и приборной информации. Следовательно, при ручном управлении необходимо использовать такие методы сближения, которые обеспечивают максимальную надежность и могут быть легко осуществлены космонавтом. Применительно к космическим аппаратам это предполагает простоту приборного оборудования, используемого при управлении, и минимизацию топлива, расходуемого на выполнение маневров сближения.

Физическая сущность маневра сближения заключается в том, что изменение относительной дальности осуществляется путем торможения, в результате которого относительная скорость умень-

шается до приемлемого конечного значения. Задача одновременного управления дальностью и относительной скоростью представляет собой задачу управления величиной и направлением ускорения корабля.

Стыковка. Необходимо указать, что стыкуемые аппараты фактически находятся на различных орбитах. На их относительное движение влияет гравитационное ускорение разной величины, которое, однако, является настолько небольшим, что им обычно пренебрегают. При осуществлении стыковки потребные направления тяги могут быть самыми различными, и в общем случае надо иметь возможность создавать положительную и отрицательную тягу по всем трем связанным осям. Для этого на активном корабле необходимо устанавливать большое количество двигателей и иметь систему ориентации, способную быстро разворачивать его в заданном направлении и осуществлять точные параллельные перемещения активного корабля относительно пассивного.

Управляющие силы и моменты при стыковке можно создавать не только двигателями, но и электромагнитами. Анализ показывает, что электромагниты, обладающие соответствующими характеристиками, установленные на стыкуемых объектах, позволяют получать магнитные поля достаточной интенсивности, способные притягивать аппараты друг к другу и выравнивать их оси.

Если на космическом аппарате используется автоматическая система наведения, то для осуществления стыковки бортовое вычислительное устройство вырабатывает управляющие сигналы, которые поступают в систему управления и ориентации. Главным в выборе метода наведения является определение возможностей стыковочного механизма. Если механизм допускает изменение скоростей сближения в широком диапазоне и при этом не требует быстро осуществлять сближение, то есть смысл заранее устанавливать начальную относительную скорость сближения и затем осуществлять стыковку. Если время сближения вообще не ограничено, а конечная скорость должна выдерживаться довольно точно, то целесообразно в самом начале установить требуемую конечную скорость и поддерживать ее постоянной.

Особое значение для стыковки кораблей в космосе имеют стыковочные механизмы. Они должны уменьшать разность скоростей космических кораблей до нуля; рассеивать кинетическую энергию; обеспечивать механическую связь между кораблями после контакта; создавать отталкивающие усилия, позволяющие кораблям, если это необходимо, немедленно разъединиться; обеспечивать передачу электрических сигналов, перекачку топлива, передачу грузов и, наконец, переход космонавтов из корабля в корабль.

Рассмотрим один из таких механизмов лунного космического корабля и порядок его действия. Стыковочная система предназначена для соединения командного отсека с лунным кораблем и разъединения их. Стыковка обеспечивается сближением командного отсека с кораблем на достаточно малое расстояние, позво-

ляющее головке выдвижной штанги на командном отсеке попасть в гнездо приемного конуса на лунном корабле.

Основными элементами стыковочной системы (рис. 8) являются выдвижная штанга, приемный конус и стыковочное кольцо. На командном отсеке и лунном корабле имеются также герметический люк и лаз, через которые космонавты переходят из одного отсека в другой. Узел выдвижной штанги состоит из собственно штанги, качающихся рычагов, стоек амортизаторов, замка штанги, замка

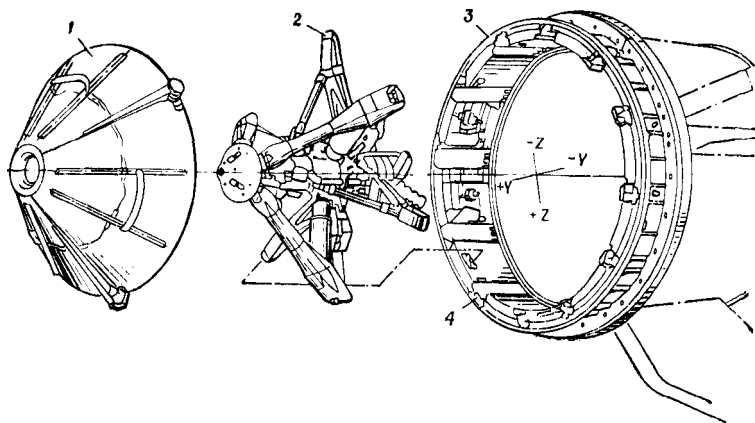


Рис. 8. Основные элементы стыковочной системы:

1 — узел приемного конуса; 2 — узел выдвижной штанги; 3 — стыковочное кольцо; 4 — основной замок

предварительного захвата, храпового механизма, устройства вытягивания штанги и разъемов. Выдвижная штанга выполнена в виде двух алюминиевых цилиндров (внешнего и внутреннего) и крепится в трех точках к стыковочному кольцу с помощью поддерживающей конструкции, которая может складываться и изыматься с любой стороны — из лунного корабля или из командного отсека.

Узел приемного конуса состоит из конической воронки, обращенной внутренней поверхностью к командному отсеку. Коническая воронка — сотовой конструкции, выполнена из алюминия. Стыковочное кольцо изготовлено из алюминия и прикреплено болтами к стенке лаза командного отсека непосредственно перед верхним люком. В кольцевых выточках заложены герметизирующее уплотнение и пиротехнический заряд.

Когда головка штанги вступает в контакт с приемным конусом, она скользит по его поверхности и попадает в гнездо, после чего срабатывают замки предварительного захвата, препятствующие отходу головки из гнезда. Пилот командного отсека включает устройство вытягивания штанги, которое стягивает командный отсек с лунным кораблем. При окончательном контакте автоматически срабатывают 12 основных замков, расположенных на стыковочном

кольце командного отсека и обеспечивающих жесткое герметическое соединение. После выхода космического корабля на селеноцентрическую орбиту (и по траектории полета к Луне) лаз между двумя отсеками открывается, крышка люков и стыковочный механизм удаляются из лаза и два космонавта переходят в лунный корабль. Космонавт, оставшийся в командном отсеке, передает затем в лунный корабль приемный конус, который космонавты лунного корабля устанавливают в лазе. Пилот командного отсека в это время устанавливает механизм выдвижной штанги, разъединяет разъемы и убирает кабели в свой отсек, вручную открывает и взводит все 12 замков и закрывает крышку своего люка. Отсеки разъединятся, когда произойдет дистанционное раскрытие замка на механизме выдвижной штанги. После стыковки взлетной ступени, вернувшейся с поверхности Луны, с основным блоком пилот командного отсека выравнивает давление между отсеками с помощью специального клапана и открывает люк командного отсека.

После проверки исправности основных замков на стыковочном кольце пилот командного отсека вынимает из лаза весь стыковочный механизм и убирает его вместе с крышкой люка внутрь отсека. Затем он открывает клапан в крышке стыковочного люка взлетной ступени для окончательного уравнивания давления. Крышка люка взлетной ступени открывается с любой стороны и поворачивается на шарнирах внутрь взлетной ступени. Космонавты переходят в командный отсек. Крышки обоих люков закрываются пилотом, и происходит подготовка к отделению взлетной ступени. Отделение обеспечивается иницированием детонационной цепи, расположенной вокруг стыковочного кольца. Стыковочное кольцо целиком отделяется от командного отсека, но остается прикрепленным к взлетной ступени.

Вход в атмосферу

Завершением космического полета по межпланетной траектории или по орбите искусственного спутника является безопасная посадка космического корабля на поверхность планеты. Для планет, имеющих атмосферу, эта задача сводится к разрешению проблем аэродинамического нагрева, перегрузок, управления временем достижения планеты и поиска места посадки. При отсутствии атмосферы остаются только проблемы перегрузок, управления временем достижения планеты и поиска места посадки.

Корабль, приближающийся к атмосфере планеты из космического пространства или сходящий с орбиты искусственного спутника, обладает большим запасом энергии. Эта энергия состоит из кинетической энергии, обусловленной скоростью корабля, и потенциальной энергии, обусловленной положением его относительно поверхности планеты. Как перед всяким телом, входящим в атмосферу с гиперзвуковыми скоростями, перед космическим кораблем в его носовой части возникает мощная ударная волна. Плотность газа и его температура в ударной волне резко возрастают. По мере

«погружения» в более плотные слои атмосферы корабль все больше нагревается, а скорость его в результате аэродинамического торможения непрерывно уменьшается. При этом кинетическая энергия корабля превращается в тепло. Если бы все тепло, образующееся в данном случае, уходило на нагрев корабля, то его оказалось бы достаточно для полного испарения конструкции корабля. Однако в действительности, например при падении метеоритов на Землю, значительная часть тепла отводится в окружающее пространство ударными волнами. Перенос тепла ударными волнами является результатом взаимодействия молекул газа,

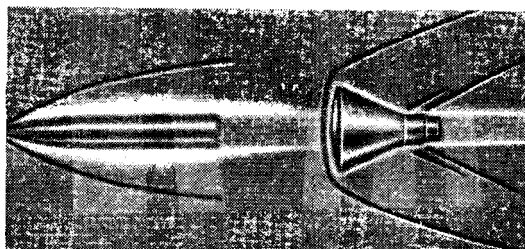


Рис. 9. Картина аэродинамического нагрева тел разной формы в зависимости от интенсивности ударной волны (черные кривые)

окружающего летящее тело. Сжатый до высокого давления и нагретый до высокой температуры слой газа, в котором происходит процесс взаимодействия частиц, ограничен спереди фронтом ударной волны. Ударная волна отходит далеко в атмосферу во все стороны от корабля и оставляет в ней широкий след, образованный нагретым газом. В нем и заключена основная часть тепла, выделяющегося при входе корабля в атмосферу. Тепловой поток, достигающий поверхности корабля, поступает из слоя сжатого воздуха главным образом в результате трения.

Тепло, уходящее в атмосферу, прямо пропорционально интенсивности ударной волны: чем сильнее волна, тем меньшее количество тепла передается кораблю в результате трения. Наиболее сильные ударные волны возникают тогда, когда передняя (носовая) часть тела затуплена. Поэтому кораблям, предназначенным для спуска в атмосферу, придают обычно затупленные обтекаемые формы, а не вытянутые, являющиеся классическими в аэродинамике дозвуковых и сверхзвуковых скоростей (рис. 9).

Для отвода тепла, образующегося в результате аэродинамического нагрева, от конструкции корабля в настоящее время используется несколько методов.

Если осуществляется баллистический спуск в атмосферу или вход в атмосферу с большими углами наклона траектории, корабль за небольшой промежуток времени достигает нижних, более плотных, слоев атмосферы. В течение этого времени осуществляется

торможение корабля. Следовательно, тепловой поток или количество тепла, поступающего к кораблю в единицу времени, будет очень большим. В данном случае целесообразно использовать корабль с сильно затупленной носовой частью и достаточно толстым теплозащитным покрытием, способным активно поглощать тепло. Толщина защитного слоя, поглощающего тепло, выбирается такой, чтобы температура обшивки была ограничена величиной, допустимой для выбранного материала.

При пологом входе в атмосферу с использованием подъемной силы аппарата требуется больше времени. Торможение аппарата осуществляется в основном на очень больших высотах. Поскольку на таких высотах плотность атмосферы мала, тепловой поток также будет небольшим. Может случиться, что он в конечном счете сравняется с тепловым потоком, излучаемым поверхностью корабля. В этом случае можно использовать метод рассеяния тепла с помощью радиационного охлаждения поверхности корабля, покрытого тонкой металлической обшивкой.

Однако наиболее простым решением проблемы аэродинамического нагрева при входе в атмосферу сейчас является использование защитного покрытия из теплоизолирующих слоев стекловолокна и других подобных ему материалов. В результате интенсивного нагрева наружный слой теплозащитного покрытия плавится и испаряется. Испаряющийся материал поглощает много тепла и этим замедляет теплопередачу от ударной волны к кораблю.

Кроме проблемы аэродинамического нагрева существует также проблема перегрузок, решение которой в некоторых случаях может оказаться более трудной задачей. Для уменьшения перегрузок при торможении до величин, которые может выдержать человек, используют подъемную силу. Это приводит к уменьшению вертикальной скорости спуска и удлинению пути летательного аппарата к планете, а следовательно, к уменьшению перегрузки. Подъемная сила используется иногда и при высоких допустимых перегрузках для уменьшения тепловых потоков, а также для управления временем достижения планеты и положением места посадки. Основной характеристикой летательного аппарата, обладающего подъемной силой, является его аэродинамическое качество, т. е. отношение подъемной силы к лобовому сопротивлению. Космические корабли со значением аэродинамического качества, не превышающим 2, могут осуществить посадку в любой точке поверхности, простирающейся на тысячи километров в продольном и боковом направлениях относительно данной траектории и точки входа в атмосферу.

На рис. 10 показаны маневренные возможности аппарата, обладающего подъемной силой. Штриховыми кривыми обозначены возможные районы посадки, соответствующие различным значениям аэродинамического качества (числа на кривых). Каждая кривая ограничивает возможный район посадки аппарата с постоянным аэродинамическим качеством. Области между кривыми соответствуют возможным положениям места посадки аппаратов

с переменным значением качества. Сплошной кривой показана траектория типичного маневра аппарата со значением аэродинамического качества 1,5.

До входа в атмосферу планеты движение космического корабля на пассивном участке траектории подчиняется законам небесной механики. Это значит, что корабль движется под действием лишь инерционных и гравитационных сил. При входе в атмосферу на

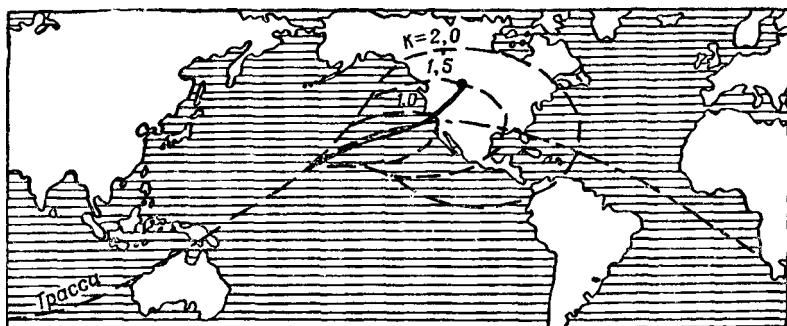


Рис. 10. Маневренные возможности аппарата, обладающего аэродинамическим качеством (подъемной силой)

корабль начинают действовать аэродинамические силы. Аэродинамическая сила сопротивления действует противоположно направлению скорости аппарата. Аэродинамическая подъемная сила действует перпендикулярно к движению корабля. Сила притяжения все время направлена к центру планеты (рис. 11), а центробежная сила — в противоположном направлении.

Динамика движения корабля на участке входа в атмосферу определяется его собственной инерцией и результирующей ранее перечисленных сил. Сила сопротивления уменьшает скорость корабля, а центробежная и подъемная силы сообщают ему ускорение в направлении, перпендикулярном к его движению.

Аэродинамические силы, так же как и вызываемые ими ускорения, изменяются прямо пропорционально плотности атмосферы и квадрату скорости корабля. По мере приближения к планете корабль входит в слои атмосферы с очень малой плотностью. При дальнейшем «погружении» в атмосферу плотность ее быстро возрастает, и вследствие лобового со-

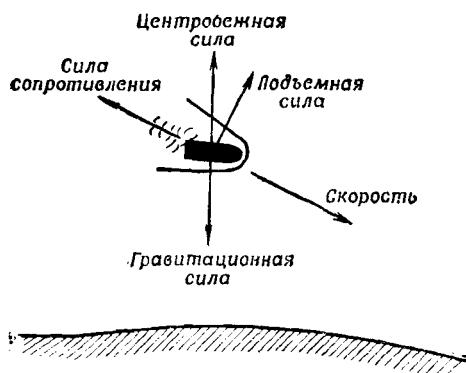


Рис. 11. Силы, действующие на корабль при атмосферном спуске

противления скорость корабля начинает уменьшаться. Таким образом, перегрузка пропорциональна произведению двух величин, одна из которых увеличивается, а другая уменьшается. В некоторой точке траектории уменьшение скорости корабля начинает преобладать над увеличением плотности воздуха. Это приводит к тому, что перегрузка достигает максимального значения, после чего начинает уменьшаться.

Следует указать, что при возвращении из космического пространства (в отличие от спуска с орбиты искусственного спутника) серьезной проблемой является обеспечение точности управления, позволяющей выполнить заданную программу спуска, в частности осуществить спуск по наименее выгодной траектории и избежать при этом чрезмерно высоких перегрузок и аэродинамического нагрева. Полет по геоцентрической орбите не требует высокой точности наведения при входе в атмосферу, поскольку слишком крутой вход легко скорректировать кратковременным приложением тяги, а при слишком пологом входе можно вновь приложить тормозной импульс. При входе же в атмосферу со скоростью, превышающей первую космическую, ошибки наведения весьма опасны, так как в этом случае чрезмерно крутой вход может привести к возникновению недопустимых для космонавтов перегрузок или разрушению корабля при спуске, а слишком пологий — к безвозвратному уходу корабля в космическое пространство.

Посадка космических кораблей. Посадка может быть запланирована на поверхность воды (как это практикуется в США), но всегда должна предусматриваться возможность посадки на сушу (например, при аварии после старта). В настоящее время посадка на Землю возвращающихся космических летательных аппаратов, а также на Венеру и Марс спускаемых аппаратов обычно осуществляется с помощью парашютов — относительно простых, надежных и оправдавших себя устройств (рис. 12). Но так как обычные парашюты имеют по существу вертикальный и неуправляемый спуск, то они, возможно, будут применяться все меньше и меньше. Помимо обычного парашюта может быть применен управляемый парашют, позволяющий выбирать места посадки. На рис. 13 показан управляемый парашют, испытания которого проводились в США. Особенностью его является закрылок. Он представляет собой часть купола, расположенную у кромки и имеющую возможность отклоняться вверх. Такой закрылок может обеспечить лишь ограниченную возможность выбора траектории планирования.

Кроме того, для посадки на заданную площадку можно применить парашют или создать аппарат с некоторым аэродинамическим качеством.

КАБИНА КОСМИЧЕСКОГО КОРАБЛЯ

В процессе проектирования космического корабля уделяют внимание вопросам размещения органов управления, приборов и оборудования, необходимых для выполнения экипажем возложенных

на него задач, и другим вопросам (обзор из кабины, аварийное спасение, выход из корабля и т. д.). Идея, закладываемая при проектировании кабины космического корабля, аналогична идее, закладываемой при проектировании кабины самолета.

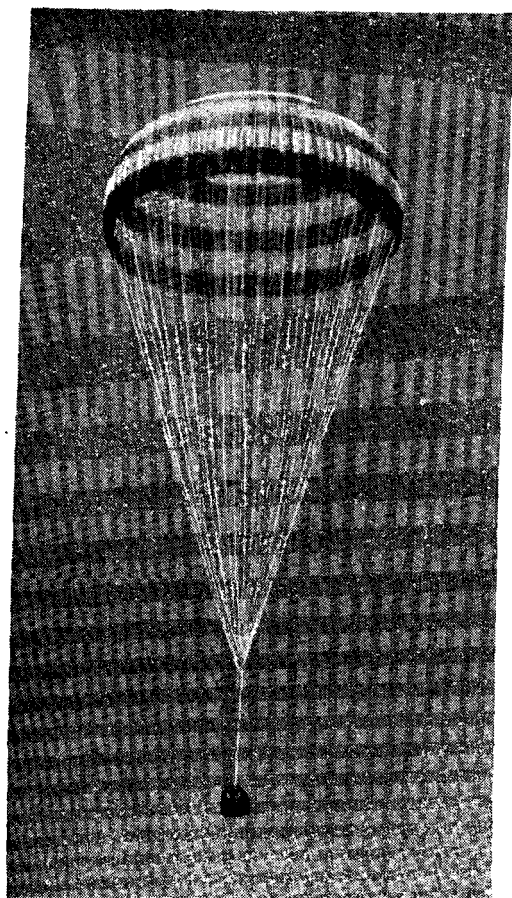


Рис. 12. Спуск корабля на парашюте

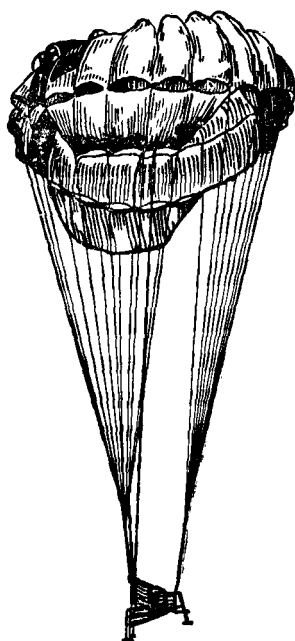


Рис. 13. Спуск космического корабля на управляемом парашюте

Устройство кабины космического корабля определяется в основном задачами, возложенными на космонавта. Для разгрузки летчика от управления при крейсерском полете на самолете были разработаны автопилоты, гироскопическая часть которых вырабатывает и подает в систему управления сигналы, обеспечивающие стабилизацию заданной пространственной ориентации самолета.

Аналогичная система разгрузки космонавта применена и на пилотируемом космическом корабле. Кроме автоматического управления ориентацией на космическом корабле предусмотрена возможность облегчения ручного управления путем автоматической стабилизации корабля. При больших скоростях полета в атмосфере аэродинамические силы возбуждают высокочастотные колебания корабля. Когда частота этих колебаний приближается к 1 Гц, правильность реакции пилота нарушается. Для демпфирования колебаний летательного аппарата применяются автоматические системы, которые вырабатывают управляющие сигналы, обратные по направлению угловой скорости вращения аппарата. Такой режим демпфирования колебаний полезен и для управления аппаратом в полете в космическом пространстве, где отсутствие аэродинамических сил вызывает вращение корабля с постоянной угловой скоростью под воздействием углового возмущения. Поэтому органы управления, размещенные в кабине космического корабля, должны предоставлять пилоту возможность выбирать и осуществлять различные сочетания режимов ручного и автоматического управления полетом.

Конструкция многих устройств кабины космического корабля зависит от принятых методов аварийного спасения и выхода космонавтов из корабля. Система аварийного спасения на старте должна отбрасывать космический корабль от неисправной ракеты-носителя. Система должна сохранять эффективность до того момента, когда разрушение ракеты-носителя уже не будет представлять опасности для экипажа. Спасение экипажа может быть осуществлено путем отделения всего космического аппарата от ракеты-носителя с помощью специального ракетного двигателя или использования катапультируемых кресел для каждого члена экипажа. Конструкция системы аварийного спасения должна обеспечивать спасение экипажа при любом характере аварии на ракете-носителе, а также должна предусматривать средства для амортизации удара. Если применяются катапультируемые кресла, то в конструкции корабля должны быть большие быстрооткрывающиеся люки, а на пути вылета кресел из корабля при катапультировании не должно быть препятствий. Эти люки необходимы также для выхода космонавтов в космос и для выхода из корабля после посадки.

Вследствие того что естественное освещение при движении космического аппарата по орбите изменяется очень быстро, в системе искусственного освещения кабины должно быть предусмотрено ручное регулирование яркости света для создания необходимой контрастности при наблюдении за показаниями приборов. При разработке системы освещения кабины должно учитываться несколько факторов. В космическом пространстве нет атмосферных частиц, рассеивающих солнечный свет. Поэтому фон неба совершенно темный и контрастность освещенных объектов и их частей гораздо больше, чем в земных условиях.

Прямое проникновение солнечных лучей через иллюминаторы

вызывает очень сильный контраст и блики, которые могут ухудшить условия наблюдения за индикаторными устройствами. Сильный контраст может также загруднить условия видимости, если при встрече на орбите и стыковке пассивный аппарат будет находиться между Солнцем и совершающим маневр активным космическим кораблем. Быстрый и частый переход от дневного света к темноте при входе корабля в тень Земли требует быстрой адаптации глаз к этой перемене или применения днем фильтров на иллюминаторах или очков с фильтрами. Адаптация к темноте необходима штурману перед визированием звезды, а также пилоту при посадке на Луну, если посадка будет производиться на темную сторону при освещении Солнцем земной поверхности. Для этого случая должно быть предусмотрено освещение кабины на лунном посадочном корабле, обеспечивающее оптимальный контраст на различных участках снижения, посадки и подъема.

В идеальном случае большая часть поверхности космического корабля должна состоять из иллюминаторов. Это даст возможность космонавту визуально контролировать некоторые предстартовые операции, обеспечит ориентацию на активном участке полета и позволит наблюдать за отделением ускорителей. Необходимы также хорошие условия обзора для встречи на орбите, стыковки, наблюдения за запуском тормозной двигательной установки и посадки. Кроме того, при наблюдении через иллюминаторы можно обеспечить высокую точность ориентации корабля. Однако из-за ограничений по весу, температурному режиму и давлению количеству иллюминаторов и их размеры должны быть сведены к минимуму.

Управление вращением космического корабля относительно всех трех осей осуществляется одной ручкой путем легкого движения кистью руки. Из-за отсутствия необходимости совершать движения руками и ногами, как это имеет место на самолете, снижается влияние космонавта на управляемость корабля при перегрузках, возникающих при входе в атмосферу. Ручкой управления можно приводить в действие клапаны системы реактивного управления с помощью механической связи, подачей непосредственно электрического сигнала на обмотки электроклапанов или подачей на электроклапан сигнала для усиления демпфирования колебаний.

Тяга двигателей системы реактивного управления поступательным движением не всегда может быть направлена через изменяющийся центр тяжести космического корабля, поэтому между вращательным и поступательным движениями должна существовать взаимосвязь. Она обуславливает необходимость одновременно осуществлять управление вращательным и поступательным движением, для чего требуется иметь две ручки управления — по одной для каждой руки.

Компоновка приборной доски космического корабля аналогична компоновке приборной доски самолета. На приборной доске устанавливаются приборы двух основных типов: приборы, показываю-

щие условия полета космического корабля (угловые скорости, угловое положение, скорости поступательного движения), и приборы, показывающие параметры систем космического корабля (давление, температуру, количество горючего). Для контроля за работой топливных элементов, бортовых вычислительных устройств, навигационных приборов, ракеты-носителя могут потребоваться дополнительные приборы.

Космический корабль соединен с ракетой-носителем незначительную часть времени, однако совместный полет на активном участке является наиболее критическим с точки зрения безопасности членов экипажа. Стремление повысить роль космонавта в управлении кораблем при аварийном спасении на активном участке полета приводит к тому, что на его приборной доске приходится размещать значительное количество приборов системы контроля ракеты-носителя и выработки команды на аварийное спасение. Расположение основной приборной доски непосредственно перед космонавтами диктуется необходимостью непрерывно контролировать наиболее важные параметры ракеты-носителя и параметры, связанные с управлением и контролем при входе в плотные слои атмосферы. Поэтому эти приборы предпочтительно размещать в центре приборной доски.

КОСМИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС

В настоящее время полет космического корабля обеспечивается большим комплексом наземных средств. Для запуска на орбиту применяется многоступенчатая ракета, называемая ракетой-носителем. Стартовая площадка и устройства для окончательной сборки и предстартовой проверки ракеты и корабля составляют стартовый комплекс. Космический аппарат (корабль), ракета-носитель, стартовый комплекс и комплекс обеспечения полета составляют космический комплекс.

Пилотируемый космический аппарат создается с целью послать в космос экипажа для выполнения определенного задания. Конструкция такого корабля определяется условиями космического полета и заданием. На корабле должна быть создана искусственная, постоянно обновляемая атмосфера, обеспечены метеорная и радиационная защита, а также рассеяние тепла от поверхности корабля путем излучения. Космический корабль практически находится в невязкой среде и летит по инерции под действием притяжения планет Солнечной системы. Для изменения траектории или скорости полета он должен не только затратить некоторую энергию, но и отбросить некоторую массу.

Геометрическая форма космического аппарата определяется требованиями к полету в космосе, а также в атмосфере при выведении на орбиту и возвращении на Землю. Для уменьшения нагрузки на ракету-носитель и для управления полетом форма космического корабля должна быть симметричной. При входе в плотные слои атмосферы такая компактная форма аппарата позволяет

уменьшить площадь поверхности, которую необходимо защищать от воздействия больших тепловых нагрузок, что экономит его массу. Объем космического аппарата должен быть максимальным по отношению к площади его поперечного сечения, что уменьшает радиационную и метеорную опасность и снижает вероятность нарушения герметичности кабины.

Атмосфера в кабине космического корабля должна быть в идеальном случае такой же, как на Земле на уровне моря. Однако иногда используется атмосфера из чистого кислорода при давлении ниже, чем на уровне моря, или смесь кислорода с инертным газом. Кислород расходуют рационально, поэтому его очищают и используют повторно. Пары воды и углекислый газ должны удаляться, а кислород восполняться. Кабина космического корабля, как ранее указывалось, во многом сходна с кабиной современного самолета.

Во время полета космонавты могут быть в скафандрах. Однако при длительных полетах постоянное пребывание в скафандрах утомительно, поэтому их надевают лишь при необходимости.

В случае аварии космический аппарат может совершить посадку в отдаленном районе суши или океана, поэтому космонавт (как и летчик) снабжается аварийным запасом, необходимым для жизнедеятельности.

Для осуществления маневров на космическом корабле используются двигательные установки. Они обеспечивают или небольшие изменения траектории, или значительные изменения скорости полета. В последнем случае значительная часть начальной массы космического корабля должна отводиться под топливо. В любом случае маневры в космосе необходимы для успешного выполнения задания и благополучного возвращения космонавтов на Землю.

Простейшая силовая установка состоит из двигателей, работающих на твердом топливе, и может использоваться при сходе с орбиты. Более сложная силовая установка обеспечивает маневры при встрече на орбите космических кораблей, а также при изменении орбиты космического корабля для посадки на выбранную планету. В этом случае корабль должен быть снабжен несколькими двигательными установками, чтобы обеспечить посадку части экипажа на планету и возвращение всех членов экипажа на Землю.

В качестве источника электрической энергии для питания оборудования на космическом корабле можно использовать: химические батареи, солнечные элементы, топливные элементы, тепловые машины на химическом или ядерном топливе. Выбор источника энергии определяется продолжительностью полета и нагрузками. Обычно на борту используется постоянный и переменный ток.

Бортовые системы наведения, ориентации и управления проектируются в соответствии с задачами полета.

В процессе полета бортовая электронная вычислительная машина должна переработать большое количество информации и точно рассчитать основные и корректирующие маневры, чтобы корабль мог преодолеть каждый участок траектории с минимальной

затратой топлива. Во время каждого маневра инерциальный измерительный блок должен во взаимодействии с электронной вычислительной машиной управлять космическим кораблем, чтобы точно изменить направление вектора скорости в нужную сторону.

Несмотря на то что пилотируемые космические аппараты снабжены оборудованием для осуществления автономной навигации, наземные станции слежения во взаимодействии с координационно-вычислительными центрами оказывают космонавтам помощь в повышении точности навигационных расчетов, производимых на борту корабля.

Пилотируемые космические аппараты оборудованы несколькими электронными системами, которые обеспечивают двустороннюю связь космонавта с Землей, телеметрические и внешние траекторные измерения. Кроме того, электронные системы используются для облегчения поиска аппарата после спуска его на Землю. Для обеспечения стыковки на орбите или посадки на планету на борту космического корабля устанавливается радиолокационное оборудование. На случай выхода из строя бортовой навигационной системы космического аппарата для успешного выполнения задачи и возвращения аппарата на Землю обеспечивается бесперебойная связь с наземными средствами.

Внутренний объем космического корабля. Увеличение объема космического аппарата увеличивает его массу. Для увеличения полезного объема аппарата необходимо основные несущие элементы конструкции выполнять прочнее, а следовательно, тяжелее. Космические аппараты стараются делать возможно малыми по объему для уменьшения массы. Стремятся компактнее размещать различные системы внутри аппарата, чтобы свести к минимуму занимаемое ими пространство. Помимо этого, положение центра тяжести космического аппарата должно быть выдержано очень точно, а это создает дополнительные трудности при размещении оборудования. Кроме того, некоторые элементы оборудования можно размещать только на определенных местах или участках. Очевидно, что проблема компоновки оборудования облегчается, если увеличивается объем аппарата или уменьшаются размеры оборудования.

Полезно предусматривать при проектировании некоторый запас внутреннего объема аппарата, если это позволяет его масса.

Создание аппарата с несколько завышенным объемом не только облегчает разработку конструкции, изготовление, проверку, эксплуатацию и обслуживание корабля, но и увеличивает его надежность, а также возможность использования космического аппарата для решения других задач.

При компоновке и размещении оборудования используются макеты, что позволяет рассматривать различные варианты расположения оборудования методом последовательных приближений.

Надежность. Пилотируемые космические аппараты должны быть надежны в эксплуатации, так как они несут космонавта в

малонизвестную среду, проникновение в которую для оказания помощи не просто.

В связи с этим надежность является определяющим требованием при проектировании и разработке пилотируемого космического аппарата. Каждое конструктивное решение может быть принято лишь после того, как оценка его влияния на надежность космического аппарата не будет вызывать сомнений. Технология производства, материалы, контроль, методы транспортировки, проверка в целом и другие области разработки пилотируемого космического аппарата должны быть тщательно изучены, а все исходные предпосылки должны отвечать требованиям абсолютной надежности.

Можно указать несколько способов повышения надежности систем:

1) дублирование элементов и систем, которые могут отказать, или установка на борту запасных, различных по конструкции систем, способных выполнять заданные функции;

2) упрощение или упрочнение систем, цель которых — уменьшить количество элементов, подверженных отказам, или полностью устранить их;

3) использование наиболее целесообразных и проверенных систем.

Можно обеспечить существенное улучшение характеристик пилотируемых космических кораблей, если сбрасывать ненужное большое оборудование. При полетах американских спутников «Меркурий» вскоре после отделения первых ступеней ракеты-носителя «Атлас» сбрасывался двигатель системы аварийного спасения, так как было установлено, что после этого момента система аварийного спасения не понадобится, поскольку корабль будет находиться вне плотных слоев атмосферы, и выход из строя ракеты не вызовет больших нагрузок на кабину спутника. Сбрасывание двигателя системы аварийного спасения уменьшает потери, обусловленные его массой. Имеет смысл также сбросить отработавшие тормозные двигатели до входа в плотные слои атмосферы при возвращении корабля и оставить только спускаемый аппарат. Это уменьшит массу возвращаемого аппарата и соответственно позволит уменьшить массу корабля в целом и его тепловозит. Космические корабли «Союз» и «Аполлон» сбрасывают очень значительную массу перед входом в атмосферу и в плотных слоях ее; в частности, сбрасывают элементы системы терморегулирования, источники электропитания, двигатели системы ориентации и маневрирования, а также тормозные установки, приборные и орбитальные отсеки. Это значительно повышает гибкость конструкции и косвенно обеспечивает большую экономию массы, а также улучшает характеристики аппарата и повышает его надежность.

Компоновка космического аппарата из больших изолированных отсеков — общепринятый путь, позволяющий извлечь пользу при отделении ступеней и сбрасывании отработавших частей аппарата. В частности, космический корабль «Аполлон» для полета на Луну состоит из отсека экипажа, отсека оборудования и лунного ко-

рабля. В отсеке экипажа находятся космонавты на участке выведения, при входе в плотные слои атмосферы и в течение большей части полета. В отсеке оборудования размещаются двигательная установка, источники питания и запас кислорода для системы жизнеобеспечения.

Двигательные установки пилотируемых космических кораблей характеризуются повышенными требованиями к надежности конструкции двигателей и отличаются от обычных двигателей тем, что повышение надежности достигается упрощением конструкции и применением дублирующих элементов. Кроме того, при проектировании двигательных установок для космических аппаратов предусматриваются большие гарантийные запасы топлива, чем для ракеты-носителя. Гарантийный запас топлива повышает вероятность выполнения задачи, так как обеспечивает бесперебойную работу двигателей в непредвиденных ситуациях и при навигационных ошибках.

Ракеты-носители, используемые для запуска пилотируемых космических кораблей, незначительно отличаются от обычных ракет-носителей и являются модификациями баллистических ракет.

В настоящее время для достижения в конце активного участка большой скорости применяются многоступенчатые ракеты-носители. Пренебрегая потерями скорости из-за гравитационных сил и сил лобового сопротивления, считают, что конечная скорость одноступенчатой ракеты равна натуральному логарифму массовой отдачи (отношение стартовой массы к массе ракеты к моменту выгорания топлива), умноженному на удельный импульс и гравитационную постоянную. Таким образом, массовая отдача есть величина, определяющая скорость полета. Практически массовая отдача ограничена возможностями конструкции. Расчеты показывают, что скорость одноступенчатой ракеты-носителя ограничена примерно 6000 м/с, если не используется высокоэнергетическое топливо, которое может увеличить скорость примерно на одну треть.

Для обеспечения высоких энергетических характеристик отдельные ступени многоступенчатых ракет-носителей подбираются таким образом, чтобы каждая ступень увеличивала скорость на 4500—4600 м/с. Однако следует заметить, что для получения такого приращения скорости при полете на малых скоростях расходуется значительно больше топлива, чем при полете на больших скоростях. Это объясняется тем, что при полете на малых скоростях аппарат имеет большую массу и расходует больше топлива, чтобы получить то же приращение скорости. Действительно, если бы все ступени имели двигательные установки одинаковой удельной тяги, то при равной доле расходуемой массы обеспечилось бы равное приращение скорости.

Стартовый комплекс помимо стартовой площадки, на которой расположены пусковой стол, башня обслуживания и бункер для стартовой команды, включает специальные сооружения, предназначенные для окончательной проверки систем, весовых и балансовых измерений, а также для других подготовительных работ,

стенды, предназначенные для огневых испытаний различных двигательных установок и управляющих двигателей, сборочные цеха, где производят проверочную стыковку отдельных ступеней ракеты-носителя и собранной ракеты с космическим аппаратом.

Комплекс обеспечения. Центр управления полетом, входящий в комплекс обеспечения, представляет собой главный командный пункт. Персонал центра имеет в своем распоряжении всю информацию о полете. Ему известны траектории полета и положение аппарата на каждой траектории. Вычислительные машины центра прогнозируют движение космического аппарата и определяют потребности корректирующие маневры. Работу основных бортовых систем контролируют специальные операторы. Физическое состояние космонавтов фиксируется регистрирующими приборами. Практически вся информация, имеющая отношение к полету, собирается и преобразуется в наиболее удобную форму, после чего поступает к операторам, которые могут оказать космонавтам помощь в любой момент полета.

С центром управления полетом связана сеть измерительных пунктов. Расположены они таким образом, что космический корабль большую часть времени находится в пределах видимости одного или нескольких пунктов. Пункты снабжены следащими антеннами и средствами двусторонней радиосвязи с аппаратом, которые являются обычно связующим звеном между аппаратом и центром управления полетом. Некоторые из этих пунктов снабжены оборудованием, позволяющим в критические моменты полета взять контроль за управлением аппаратом, с тем чтобы не зависеть от наземных линий связи с центром управления полетом.

Космический аппарат может приземлиться в районе, не предусмотренном расчетом. Возможным районом посадки космического корабля в случае его аварии может быть более половины площади земного шара. Однако практически для аварийной посадки предусматриваются некоторые определенные районы. Отряды поисково-спасательной службы, оснащенные морскими судами, самолетами и другими наземными и воздушными подвижными средствами, высылаются в районы предполагаемой или вынужденной посадки.

ФИЗИОЛОГИЯ ЧЕЛОВЕКА В ОКРУЖЕНИИ КОСМОСА

Для существования человека в условиях космоса необходимо обеспечивать определенные давление и состав окружающей его газовой среды.

Давление. При воздействии на человека низкого барометрического давления возникает расстройство функций отдельных органов и организма в целом, что может привести к смерти. Причиной ее будет недостаток кислорода и кипение жидкости, имеющейся в организме человека. Главную роль в этом играет не пониженное барометрическое давление среды, а пониженное парциальное давление кислорода во вдыхаемом внутрилегочном воздухе. Непрерыв-

ное питание кислородом всего организма человека необходимо для поддержания его жизнедеятельности. Снабжение организма кислородом осуществляется в результате циркуляции крови, которая насыщается кислородом через легкие. Механизм дыхания обеспечивает контакт кислорода воздуха с мельчайшими кровеносными сосудами легких, а также удаление из крови и легких углекислого газа — конечного продукта окисления пищи. При нормальном барометрическом давлении парциальное давление кислорода в легких и в артериальной крови равно 100 мм рт. ст., при этом кровь в сосудах легких в достаточной степени насыщена кислородом. С понижением барометрического давления степень насыщения крови кислородом снижается, так как уменьшается парциальное давление кислорода во вдыхаемом воздухе. Поэтому если подвергнуть человека воздействию космического вакуума, то парциальное давление кислорода во вдыхаемом воздухе будет равно нулю, клетки головного мозга лишатся кислорода через 5—10 с и человек потеряет сознание. Если питание организма кислородом не будет восстановлено через 2—3 мин, то клетки головного мозга подвергнутся необратимому разрушению и человек умрет. Ткани организма могут жить при парциальном давлении кислорода в крови 60 мм рт. ст., однако при этом возникают некоторые физиологические отклонения, в частности уменьшается способность решать умственные задачи.

В результате физиологических исследований установлено, что барометрическое давление 198 мм рт. ст. является минимально необходимым для человека при дыхании чистым кислородом.

Как указывается в иностранной печати, в космических скафандрах поддерживается давление 180—190 мм рт. ст. и они снабжаются чистым кислородом. В атмосфере кабины космонавты находятся гораздо дольше, чем в скафандре, поэтому и требования к атмосфере кабины другие.

Установлено, что для продолжительных периодов времени не следует применять атмосферу из чистого кислорода, так как это оказывает вредное воздействие на организм. Хотя при периодах до 14 дней вредное влияние атмосферы из чистого кислорода сказывается мало. Добавка к чистому кислороду инертного газа позволяет устранить некоторые вредные последствия дыхания чистым кислородом. В кабине корабля или в скафандре не должно быть каких-либо других газов, так как при достаточно большой концентрации их может произойти вытеснение кислорода и снижение его парциального давления. Кроме того, газ может оказать токсическое воздействие на человека. При нормальных условиях жизни на Земле выделяемый легкими углекислый газ быстро растворяется в окружающем воздухе. При недостаточной вентиляции скафандра или кабины может произойти такое возрастание парциального давления углекислого газа, которое организм человека компенсировать не сможет.

Говоря о потреблении кислорода и выделении углекислого газа необходимо напомнить, что основным источником энергии для

механических, электрических и химических рабочих процессов, происходящих в организме человека, являются углеродно-водородные связи органических продуктов питания. Энергия этих связей высвобождается для организма человека в результате сложных окислительных химических реакций, для которых в конечном счете необходим кислород. Продукты этих реакций — углекислый газ и вода. Чем больше физическая нагрузка космонавтов, тем больше возрастает его потребность в кислороде.

Идеальной температурой внутри космического корабля и скафандра является температура, при которой космонавты не испытывают физического напряжения. Следовательно, необходимо поддерживать нормальный тепловой режим организма космонавта; защитные свойства организма против жары и холода используются только в аварийных случаях. Средняя температура кожи должна быть около 32° С. Все тепло, поступающее к коже (как из внешней среды, так и в результате обмена веществ в организме человека), следует отводить с той же скоростью, с какой оно поступает. Отвод тепла должен совершаться при указанной выше средней температуре кожи.

Для поддержания соответствующего теплового режима экипаж должен иметь возможность регулировать температуру среды в кабине.

Пища. Обычно количество пищи, потребляемой космонавтами в полете, должно примерно соответствовать земному рациону. Наиболее рациональным методом сочетания хороших вкусовых качеств с ее малой массой во время полета является применение замороженной и обезвоженной пищи. Для приготовления в полете такой пищи может применяться вода, вырабатываемая в тепловых элементах.

Пища в замороженном и обезвоженном состоянии почти не отличается от своего первоначального вида. Кроме того, она долго сохраняется, хорошо защищена от бактериальных и химических воздействий, проста в приготовлении, имеет малый объем и не требует стерилизации.

При длительном космическом полете человек должен потреблять в день 600 г пищи, состоящей по весу из 14—21% жиров, 14—20% белков и 59—72% углеводов. Это соответствует суточной калорийности (2800 ккал), вполне достаточной для организма в нормальном полете в кабине космического корабля. При увеличении физической нагрузки, например при работе в скафандре в космическом пространстве, эта норма должна быть увеличена.

В рацион космонавтов обязательно должна входить пища, богатая белками, так как она способствует образованию в организме азота.

Организм человека теряет воду посредством неощутимых испарений (эта потеря невелика и составляет примерно 0,8 г/ч) выдыхаемой влаги (потеря в среднем составляет за сутки около 1,35 кг); выделения пота, зависящего от окружающей температуры,

а иногда и от психологического воздействия; нормальной суточной потери с мочой (потеря около 1,35 кг) и, наконец, суточного расхода на фекалии (потеря около 1,35 кг).

Вода поступает в организм с пищей, а также образуется в нем в результате химических реакций. В организме человека должно поддерживаться постоянное количество воды. Для этого количество воды, поступающей в организм с пищей и образующейся в результате химических реакций, должно равняться общим потерям воды организмом.

Ионизирующее излучение. В обычных земных условиях все люди подвергаются воздействию небольших доз ионизирующего излучения, исходящего от естественных (вторичные космические лучи, радиоактивные слои горных пород) или искусственных (рентгеновские лучи) источников. В космическом пространстве интенсивность ионизирующего излучения во много раз больше, чем на поверхности Земли. Опасными видами излучения являются первичные космические лучи, протоны и электроны радиационных поясов, гамма- и нейтронные излучения космических ядерных реакций и потоки протонов, образующиеся при солнечных вспышках.

В условиях космического полета доза облучения не должна превышать определенного значения, в противном случае нарушится нормальная деятельность организма. Это нарушение может проявиться сразу, или через короткий промежуток времени, или спустя несколько лет. Максимальная доза излучения, воздействующая на незащищенную кожу космонавта при сильнейшей солнечной вспышке, равна 1500 рад и является опасной для организма. Поэтому при космических полетах, которые могут продолжаться длительное время, в конструкции космического корабля необходимо предусматривать соответствующую защиту.

Невесомость. До баллистических или орбитальных полетов на пилотируемых кораблях состояние невесомости небольшой продолжительности искусственно создавалось на самолете, совершавшем полет по параболе. Результаты космических полетов свидетельствуют о том, что невесомость не оказывает существенного влияния на физиологическое состояние космонавтов. Однако в результате длительного пребывания в состоянии невесомости некоторые изменения все же возникают. Из всех вопросов, связанных с жизнедеятельностью в условиях длительной невесомости, наиболее важными являются два: влияние невесомости на сердечно-сосудистую систему и влияние невесомости на костно-мышечную систему.

Система жизнеобеспечения предназначена для осуществления нормальной жизнедеятельности и работоспособности человека в космическом полете. Она состоит из системы кондиционирования и систем водоснабжения и удаления отходов. Кроме того, в нее входит аппаратура контроля и управления системой.

Процесс создания оптимальной системы жизнеобеспечения заключается в выборе оптимальных для конкретного полета систем и объединении их в общую систему.

Система кондиционирования регулирует газовый состав, температуру, давление и влажность воздуха в кабине и в скафандрах космонавтов. Управление химическим составом воздуха в кабине обеспечивается путем удаления углекислого газа и вредных примесей, выделяемых человеком и оборудованием кабины, и путем подачи кислорода для компенсации его утечки и расхода на обмен веществ.

Система водоснабжения состоит из оборудования, обеспечивающего космонавтов питьевой и санитарной водой. Поскольку вода является наиболее тяжелым материалом, то для экономии массы космического корабля целесообразно применять систему регенерации воды. Считается также, что для регенерации целесообразно использовать воду из системы регулирования влажности, мочу и воду, предназначенную для гигиенических целей. Вода из системы регулирования влажности имеет хорошие химические свойства. Но, как указывается в иностранной печати, испытания показали, что вероятность микробиологических загрязнений в этой воде больше, чем в воде, полученной из топливных элементов. Вода, полученная путем регенерации мочи, по химическим свойствам близка к воде, полученной путем регенерации воды для гигиенических целей, а установки для регенерации сходны по конструкции, так как в обоих случаях из воды необходимо удалить микроорганизмы, органические и неорганические загрязнения.

Система удаления отходов. В простейшем варианте в состав системы удаления отходов входят бортовые контейнеры для сбора отходов.

Система обработки отходов предназначена для сбора, хранения и удаления отходов жизнедеятельности человека и пищевых отходов. Она также необходима, как и система обеспечения космонавтов воздухом для дыхания. Проблема хранения отходов связана с образованием газов в результате обмена веществ в микроорганизмах.

В настоящее время применяются следующие способы обработки отходов: замораживание, термическая стерилизация, обезвреживание, сжигание и химическая обработка.

Для проектирования системы жизнеобеспечения космонавтов необходимо знать нормы обмена веществ, скорость образования углекислого газа, скорость потребления кислорода, количество выделяемых биологических отходов, требования к питьевой и санитарной воде, давлению атмосферы, температуре и влажности воздуха, составу атмосферы, в том числе и с максимально допустимым пределом загрязнения.

Снабжение кислородом. Необходимый запас кислорода на борту космического корабля определяется численным составом экипажа, потерями на утечку из кабины и требованиями повторного наддува кабины после разгерметизации. Потери на утечку в значительной степени зависят от конструкции корабля. Обычно в корабле предусматривается многократный наддув кабины. Разгерметизация предусматривается на случай выхода космонавтов

из корабля в открытый космос, а также как средство тушения пожара или удаления из воздуха кабины токсичных веществ. Хранить газы (жидкости) для кондиционирования можно под высоким давлением при температуре окружающей среды, при низком или умеренном давлении (криогенное хранение) и в форме химических соединений. Преимуществом хранения под высоким давлением является большая надежность. Однако опыт эксплуатации пилотируемых самолетов показал, что криогенное хранение кислорода и азота имеет преимущество по сравнению с хранением под высоким давлением, так как большая плотность жидкости позволяет при той же емкости уменьшить объем, а следовательно, и массу баллона. Вместе с тем криогенная система хранения в применении к космическим кораблям обладает двумя недостатками. Во-первых, из-за низкой температуры жидкости такие баллоны чувствительны к теплообмену с окружающей средой. Во-вторых, в условиях невесомости из баллонов сложно извлечь газ.

С увеличением продолжительности космических полетов становится целесообразной регенерация кислорода из углекислого газа и воды. По системе регенерации кислорода из углекислого газа можно использовать только на тех космических кораблях, на которых применяются солнечные или ядерные источники электроэнергии, так как ни один из источников электроэнергии, работающих на химических соединениях, не обладает приемлемой удельной емкостью на единицу массы.

Регулирование температуры. В кабине космического корабля поддерживается температура на заданном уровне путем подвода или отвода тепла.

В тепловую нагрузку, действующую на систему терморегулирования, входит тепло, выделяемое организмом космонавтов, аппаратурой, и тепло, поступающее вместе с солнечным и планетным излучением. Для условий посадки система нагружается еще теплом от нагрева при входе в плотные слои атмосферы. В большинстве случаев для обеспечения теплового равновесия система регулирования должна производить отвод тепла. Действительно, можно спроектировать такой космический корабль, где всегда будет избыток тепла, который должен только отводиться из кабины системой терморегулирования. При этом конструкция системы терморегулирования значительно упростится.

Для систем терморегулирования космических кораблей можно применять хладагенты, радиаторы и рефрижераторные циклы.

Для большинства космических полетов требования к терморегулированию удовлетворяются системой с охлаждающим радиатором, обладающей высокой надежностью, простотой и малой массой.

Говоря о регулировании влажности воздуха, полагают, что наиболее целесообразным способом регулирования влажности является охлаждение потока газа до температуры ниже температуры точки росы и сбор конденсата. Имеется несколько способов отделения воды от воздуха. Наиболее простой из них применялся на

спутниках «Меркурий». На пути воздушного потока помещалась губка. Накопившаяся в ней вода периодически выжималась с помощью поршня и стекала через воронку в специальный бачок. На космических кораблях типа «Джемини» и «Аполлон» для отделения воды применялся сепаратор фитильного типа.

В кабине космического корабля необходимо также поддерживать определенную концентрацию углекислого газа. На космических кораблях «Меркурий», «Джемини» и «Аполлон» с этой целью применялись поглотительные системы с гидроокисью лития. Гидроокись лития является простым и надежным средством поглощения углекислого газа в присутствии водяных паров в воздушном потоке. При длительных космических полетах целесообразнее использовать регенеративную систему для удаления углекислого газа.

Вопросы очистки воздуха для космического корабля являются весьма важными, так как космонавты все время находятся в ограниченном объеме кабины. Для борьбы с загрязнением воздуха необходимо уменьшить количество потенциальных источников загрязнения. Для этого при проектировании корабля следует оптимально располагать баки, баллоны и рабочее оборудование, а также применять лишь такие неметаллические материалы, которые успешно прошли испытания на количество и качество продуктов разложения в условиях космического полета на корабле.

Загрязнения удаляются путем стравливания использованного воздуха в космическое пространство, фильтрации, угольной абсорбции и каталитического сжигания.

На американских космических кораблях «Меркурий», «Джемини» и «Аполлон» для очистки воздуха применялся активированный уголь. Он обеспечивает эффективную абсорбцию многих органических материалов, включая углеводороды со средней и высокой точкой кипения, спирты, кетоны, альдегиды и другие вещества и газы, в том числе и озон.

Каталитическое сжигание применяется прежде всего для регулирования содержания окиси углерода и водорода путем окисления их до углекислого газа и воды. Наиболее часто в системах очистки воздуха применяются гопкалитовые катализаторы.

ГЛАВА 2

НАГРУЗКИ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА КОРАБЛЬ, И АЭРОДИНАМИКА КОРАБЛЯ

НАГРУЗКИ, ДЕЙСТВУЮЩИЕ НА КОРАБЛЬ

В процессе проектирования космического корабля учитывается большое количество функциональных особенностей и конструктивных ограничений, которые во многом определяются требованиями наиболее рационального размещения различных бортовых систем.

В корабле размещены экипаж и все системы, необходимые для успешного проведения и завершения программы полета.

Конструкция корабля является основой его. Рассмотрим некоторые функциональные особенности конструкции и налагаемые на нее ограничения. Конструкция должна разделяться на отсеки и иметь требуемую форму для достижения необходимых аэродинамических характеристик, обеспечивающих кораблю устойчивость и управляемость. Последнее требование не очень существенно для первых этапов полета, но становится исключительно важным на этапе входа в атмосферу, а также при размещении отсеков в ракете-носителе. В то же время разделение на отсеки оказывает решающее влияние на выбор схемы ракеты-носителя. В частности, при большой массе основного отсека корабля выгоднее увеличить массу ракеты-носителя и предохранить отсек от больших перегрузок на активном участке полета, чем увеличивать массу самого отсека, чтобы противостоять этим перегрузкам. Конструкция должна также обеспечивать возможность входа и выхода членов экипажа и доступ к аппаратуре для ее ремонта или замены.

Важным требованием к конструкции является обеспечение прочности космического корабля при воздействии в полете любых факторов. Эти воздействия наиболее значительны при старте. Кроме того, конструкция должна обеспечивать стыковку космического корабля с ракетой-носителем и исключать большие возмущения при расцепке ступеней ракеты-носителя. Любое неблагоприятное воздействие работы двигательной установки ракеты-носителя на корабль должно быть устранено на этапе проектирования, возможно, даже за счет увеличения массы. Конструкция корабля должна также обеспечивать метеорную и радиационную защиту элементов корабля.

Взаимодействие между конструкцией и различными бортовыми

системами имеет большое значение при выборе конструктивных схем и проектировании систем. В частности:

а) связиные антенны должны быть защищены от нагрева при прохождении плотных слоев атмосферы. Для обеспечения эффективной работы антенн в космическом пространстве следует использовать материалы, не образующие соединений с углеродом и обладающие низкими экранными характеристиками. Другим возможным решением вопроса защиты является раскрытие антенн только после выхода корабля на траекторию полета;

б) устройства для торможения в атмосфере, например парашют или парашютанер, должны быть защищены на этапах старта, полета в космическом пространстве, в начальный период входа в атмосферу и позднее, чтобы к моменту использования их они сохранили требуемые прочностные характеристики;

в) система управления и навигационное оборудование требуют весьма точной юстировки, поэтому основным требованием к ним является большая жесткость всех конструктивных элементов при малой массе;

г) механизмы стыковки в космосе должны быть гибкими и обеспечивать соответствующее демпфирование. После осуществления стыковки механизмы должны быть жесткими и относительно прочными, чтобы предотвратить нежелательные смещения конструкции при изменении ориентации и выполнении маневров.

Основные нагрузки действуют на конструкцию на этапе старта, особенно во время работы двигательной установки первой ступени, когда аэродинамические нагрузки максимальны. Для примера рассмотрим поперечное сечение в задней части отсека оборудования. Примем, что конструкция в этом сечении имеет вид правильного круга радиусом r . Если в этом сечении действуют осевая сила P и изгибающий момент M , то осевая нагрузка N (рис. 14) может быть определена по формуле

$$N = \frac{P}{2\pi r} \pm \frac{M}{\pi r^2}.$$

Нагрузка складывается из нескольких составляющих. Первая составляющая нагрузки A обусловлена ускорением объекта. Масса корабля на этом этапе остается постоянной, а масса ракеты-носителя по мере выгорания горючего уменьшается. Тяга, по существу, остается постоянной. Ускорение объекта возрастает. По окончании работы двигательной установки первой ступени тяга исчезает, а затем с началом работы двигательной установки второй ступени процесс повторяется. Вторая составляющая нагрузки B обусловлена лобовым сопротивлением. Эта часть нагрузки связана только с сопротивлением, которое испытывает передняя часть объекта, и зависит от формы объекта, скорости полета и плотности атмосферы. Максимальная величина этого сопротивления по времени совпадает с максимумом скоростного напора $\frac{\rho V^2}{2}$.

Третья составляющая нагрузки α обусловлена углом атаки. Угол атаки возникает при программном изменении угла тангажа

и при реакции корабля на порывы ветра. Максимальная величина этой составляющей нагрузки обычно также совпадает по времени с максимумом скоростного напора.

Четвертая составляющая нагрузки G возникает при воздействии на корабль порывов ветра. Могут иметь место большие дискретные порывы или небольшие, периодически повторяющиеся. Для конструкции наиболее опасны небольшие, периодически повторяющиеся порывы ветра, действующие с частотой, равной одной

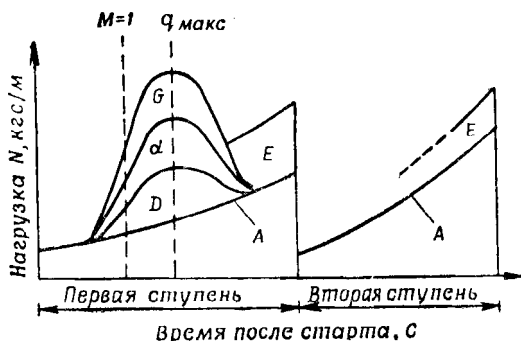


Рис. 14. Изменение действующей на конструкцию нагрузки по времени (на активном участке полета ракеты-носителя):

$$N = \frac{P}{2\pi r} + \frac{M}{\pi r^2} \quad (\text{для цилиндра}); \quad A — \text{ускорение}; \quad D — \text{лобовое сопротивление}; \quad \alpha — \text{угол атаки}; \quad G — \text{порыв ветра}; \quad E — \text{нерасчетное отклонение двигателя}$$

из собственных частот корпуса объекта. Нагрузка на конструкцию корабля от этих порывов ветра не обязательно достигает максимального значения при максимуме скоростного напора.

Важным источником нагрузок являются большие инерционные силы, которые возникают при неправильной работе системы управления двигательной установки ракеты-носителя, когда все поворотные двигатели отклоняются в крайнее положение с максимальной скоростью. Такое отклонение двигателей вызывает большие угловые ускорения, сопровождающиеся большими инерционными нагрузками. Вследствие большой скорости приложения боковой составляющей тяги могут возникнуть боковые изгибные колебания, которые вызовут дополнительный изгибающий момент в конструкции. Величина этих нагрузок возрастает с уменьшением массы ракеты-носителя и достигает максимума в момент окончания работы двигателей первой ступени. Не всегда требуется, чтобы конструкция выдерживала этот изгибающий момент в течение продолжительного времени. Однако конструкция должна сохранять прочность до тех пор, пока система обнаружения неисправностей и система аварийного спасения отсека экипажа не обеспечат отделение отсека.

На участке подъема температура конструкции достигает значительных величин. Максимум скоростного напора приходится приблизительно на середину активного участка. В это время число M набегающего потока немного больше единицы, а аэродинамические нагрузки максимальны, температура нагрева конструкции небольшая. В процессе полета тепловой поток возрастает и достигает максимального значения после максимума скоростного напора. Интервал между этими двумя максимумами составляет 20—30 с. Увеличение температуры нагрева самой конструкции отстает от возрастания теплового потока к поверхности. Температура достигает максимального значения приблизительно в конце работы двигателей первой ступени, а на участке работы двигателей второй ступени медленно падает. Увеличение температуры происходит при наличии больших нагрузок, возникающих от ускорений и резкого отклонения поворотных двигателей.

Другим важным источником нагрузок является турбулентность, вызванная обтеканием передней части корпуса. Так как потери на лобовое сопротивление незначительны, то форма передней части корпуса может не обеспечивать минимального лобового сопротивления, поэтому переднюю часть корпуса для уменьшения теплопотока надо делать затупленной формы, что вызовет, однако, турбулизацию потока и обусловит большие изменения давления вокруг наружной обшивки корабля.

Следует заметить, что еще один вид нагрузок воздействует на конструкцию при аварийном отделении отсека экипажа. Величина этих нагрузок максимальная при аварийном отделении на малых высотах, причем нагрузки действуют только на отсек экипажа. При отделении отсек подвергается воздействию больших ускорений, возникающих при работе двигателя аварийной системы спасения, отбрасывающего отсек. По окончании работы этого двигателя отсек подвергается воздействию сил, обусловленных очень большим лобовым сопротивлением и большими углами атаки. Асимметричное распределение давления, действующего на отсек в это время, также учитывается при проектировании.

Нагрузки на корабль при входе в атмосферу создаются давлением воздуха, распространенного по поверхности корабля (рис. 15).

Результирующая сила проходит через центр тяжести корабля, поэтому корабль не испытывает значительных угловых ускорений. В частности, в иностранной печати указывается, что космический корабль «Аполлон» в полете имеет аэродинамическое качество около 0,5 и может снижать его путем вращения относительно своей продольной оси. Поэтому корабль может в некоторых пределах изменять траекторию входа в плотные слои атмосферы.

При возвращении с Луны отсек экипажа испытывает в полете через земную атмосферу продольное отрицательное ускорение около $10g$, которое в аварийных случаях может достичь $20g$. Если

принять траектории входа в атмосферу в виде трубки или коридора (рис. 16), то можно оценить комбинации скоростей, высот полета и соответствующих скоростных напоров. Так, при отрицательных ускорениях, равных $20g$, максимальные нагрузки наблюдаются при скоростном напоре $q \approx 4400 \text{ кгс/см}^2$.

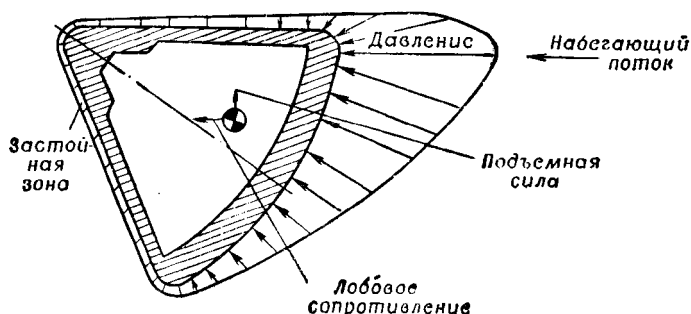


Рис. 15. Распределение давления по поверхности корабля

Можно также оценить условия входа в атмосферу (рис. 17) при аварийном отделении на участке между окончанием работы двигателей первой ступени и выходом на орбиту. Для этого случая было принято, что система управления работает в аварийном режиме, т. е. обеспечивает непрерывное вращение отсека с та-

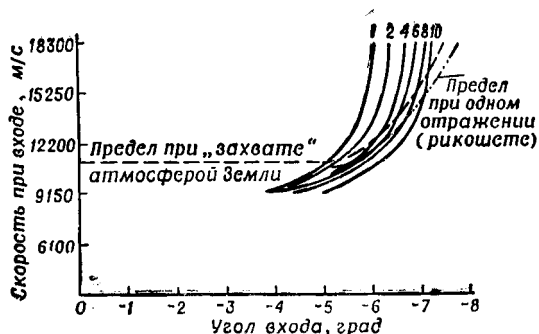


Рис. 16. Нагрузка на космический аппарат при баллистическом входе в плотные слои атмосферы в зависимости от скорости полета и угла наклона траектории (1, 2, 4, 6, 8, 10 — значения допустимой перегрузки)

кой скоростью, при которой подъемная сила равна нулю. При этом в некоторых случаях действует больший скоростной напор, чем в самых неблагоприятных случаях при возвращении с Луны. Полет отсека с постоянным аэродинамическим качеством обеспечивает примерно постоянные углы атаки и распределение давления во всем диапазоне гиперзвуковых скоростей. Линейное уско-

рение и нагрузки зависят от величины давления, которая в свою очередь зависит от скоростного напора.

Отсек экипажа. Одной из основных функций отсека экипажа (рис. 18) является обеспечение условий, необходимых для жизнедеятельности. Как уже указывалось, конструкция должна обеспечивать метеорную защиту и, по крайней мере частично, радиационную защиту. Основное внимание при проектировании отсека

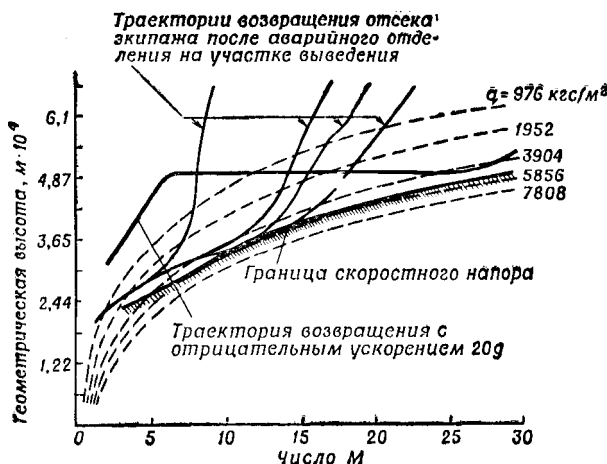


Рис. 17. Трубка входа в атмосферу

экипажа уделяется обеспечению герметичности отсека и поддержанию в нем необходимой среды. Важным вопросом является поддержание в отсеке необходимой температуры. Так как тепловые нагрузки при входе в атмосферу велики, то теплозащитные экраны обычно отделены от конструкции кабины.

Отсек представляет собой обычно сварную конструкцию, отвечающую требованиям высокой герметичности. Наиболее тяжелым расчетным случаем для такой конструкции является воздействие внешнего давления в период максимального скоростного напора в обычном полете, при взрыве ракеты-носителя и при асимметричном распределении давления во время аварийного отделения на малой высоте. Обычно в качестве конструкции, способной выдержать эти давления, рассматривается в первую очередь монококовая с многочисленными кольцевыми элементами жесткости. Однако для указанных выше условий требуется столь большое число кольцевых элементов жесткости, что использование монококовой конструкции исключается. Поэтому на практике часто применяется конструкция отсека типа «сэндвич».

Для внешней конструкции определяющим является наружное давление. Кроме того, внешняя конструкция должна нести теплозащитные экраны и иметь минимальную реакцию на изменение давления. Это приводит иногда к выбору слоистой конструкции.

Следует заметить, что на участке полета после входа в атмосферу температура наружной конструкции может быть до 2800°C и более, в то время как температура корпуса отсека будет меньше.

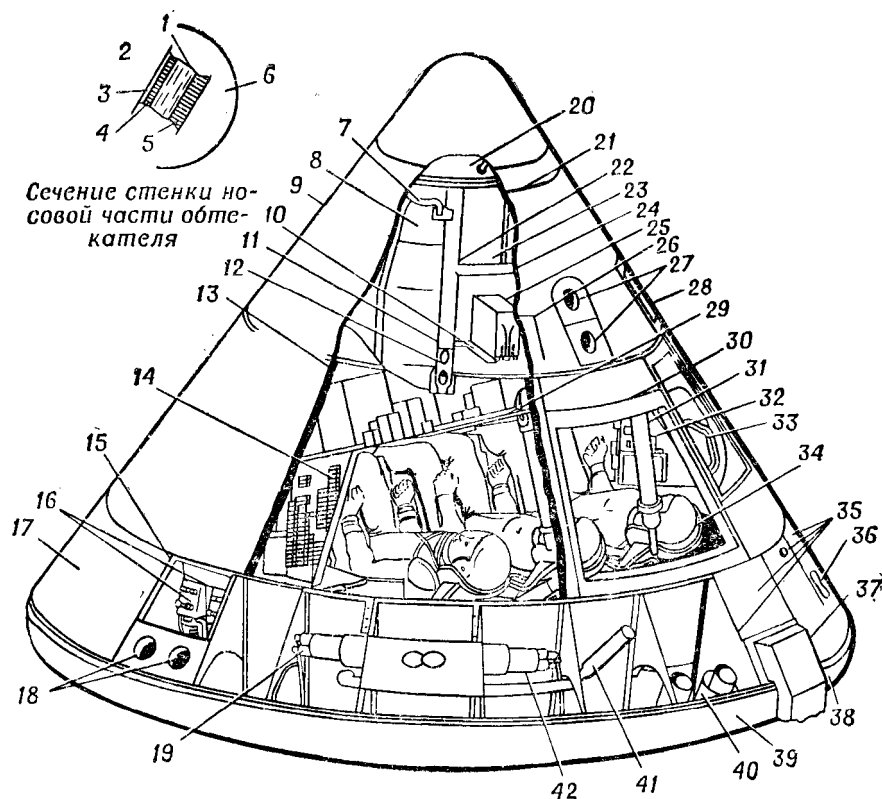


Рис. 18. Компонент отсека экипажа:

1 — тепловая изоляция; 2 — космическое пространство; 3 — абляционный материал; 4 — сотовая структура из нержавеющей стали; 5 — сотовая структура из алюминия; 6 — кабина; 7 — крепление парашюта; 8 — основной парашют; 9 — теплозащитное покрытие передней части отсека; 10 — перегородка передней части отсека; 11 — крепежный болт теплозащитного покрытия передней части отсека; 12 — болт крепления вышки системы аварийного спасения; 13 — линия раздела теплозащитного покрытия передней части отсека; 14 — левая приборная доска; 15 — панель обслуживания; 16 — панели контроля давления; 17 — место для размещения оборудования в задней части отсека; 18 — двигатели управления по углу рыскания системы реактивного управления; 19 — двигатели управления по крену системы реактивного управления; 20 — передний входной люк; 21 — линия отделения обтекателя; 22 — кронштейн; 23 — передний люк; 24 — крепление тормозного парашюта; 25 — программный механизм; 26 — панель обслуживания передней части отсека; 27 — двигатели управления по углу тангажа системы реактивного управления; 28 — углубление для опоры вышки системы аварийного спасения на стартовом участке; 29 — главная приборная доска; 30 — люк для входа экипажа; 31 — амортизатор кресла космонавта; 32 — правая приборная доска; 33 — иллюминатор для наблюдения при встрече; 34 — кресло экипажа; 35 — панели обслуживания; 36 — двигатели управления по крену системы реактивного управления; 37 — отрывной разъем между отсеками экипажа и оборудования; 38 — линия отделения нижней части теплозащитного покрытия; 39 — нижняя часть теплозащитного покрытия; 40 — двигатели управления по углу тангажа системы реактивного управления; 41 — вентилятор испарителя системы кондиционирования; 42 — двигатель управления по крену системы реактивного управления.

При конструировании кораблей учитывают также влияние низких температур космического пространства. Температура абляционного материала и наружной оболочки корабля может составлять -120°C . Различие в коэффициентах теплового расширения двух материалов может вызвать значительные тепловые напряжения, поэтому требует мер по исключению термических деформаций.

В отсеке оборудования корабля находятся все оборудование и системы питания, которые не требуется устанавливать в отсеке экипажа. Этот отсек соединен с ракетой-носителем и, следовательно, является наиболее нагруженной конструкцией космического корабля. Отсек представляет собой цилиндрическую оболочку с внутренними узлами для крепления систем и оборудования. При выборе формы оболочки необходимо учитывать минимальную массу, способность выдерживать стартовые нагрузки и пульсации давления, а также обеспечение метеорной защиты.

Основным видом возможного разрушения такой оболочки от нагрузок при старте является потеря устойчивости при продольном изгибе.

Существенное влияние на выбор типа конструкции оболочки оказывает изменение давления. Реакция оболочки и, следовательно, возникающие напряжения в значительной степени зависят от величины этих давлений и от их пространственной и временной корреляции с собственными формами колебаний оболочки. В этом случае геометрия носовой части корпуса имеет важное значение.

Наилучшими свойствами обладают слоистая конструкция с пористым пластиковым наполнителем малой плотности и слоистая конструкция с сотовым наполнителем. Для современных космических кораблей наилучшей по весовым характеристикам, по мнению иностранных специалистов, является слоистая конструкция с дискретными опорами жесткости.

АЭРОДИНАМИКА И УСТОЙЧИВОСТЬ КОРАБЛЯ

Продолжительность полета космического корабля в плотных слоях атмосферы мала по сравнению с полной продолжительностью полета, однако решение проблемы полета в плотных слоях атмосферы требует большой затраты времени при проектировании и разработке пилотируемого космического аппарата. Аппарат, совершающий полет в атмосфере Земли, испытывает воздействие аэродинамических сил и моментов. Аэродинамические силы представляют собой основные расчетные нагрузки, воздействующие на космический аппарат.

Как известно, исследование космического пространства с помощью пилотируемых аппаратов происходит с постепенным усложнением поставленных задач. Так, при выведении на орбиту вокруг Земли кораблей-спутников их разгоняли до орбитальной

скорости. Полет осуществлялся по околоземной орбите с последующим торможением для возвращения на Землю. Полет космического корабля с посадкой на Луну предусматривает разгон до скорости, близкой ко второй космической, при движении к Луне и от Луны к Земле и торможение для обеспечения возвращения на Землю.

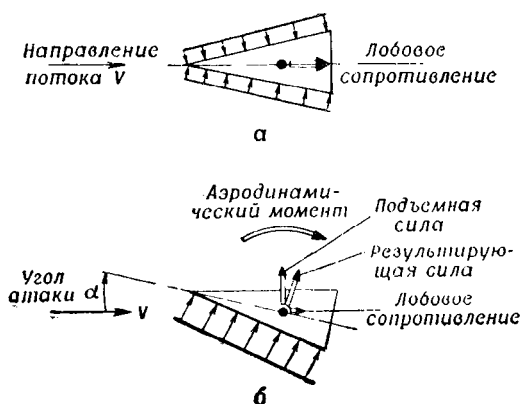


Рис. 19. Распределение давления на клине при гиперзвуковых скоростях:
а — при нулевом угле атаки; б — при угле атаки α

Следующей задачей может быть полет на Марс. При этом требуется разгон до больших скоростей, а при возвращении в плотные слои атмосферы скорость составит от 13 600 до 21 500 м/с. При всех полетах условия на участке выведения примерно одинаковы и изменяются незначительно в зависимости от характеристик ракеты-носителя. Однако условия при входе в плотные слои атмосферы зависят от скорости входа.

Ракета-носитель проходит в атмосфере диапазон скоростей от нулевой до гиперзвуковой. Возвращаемый корабль при входе в атмосферу изменяет скорость от первой и второй космической до дозвуковой.

При определении летных характеристик аппарата основными факторами являются лобовое сопротивление и устойчивость. Следует напомнить, что любое тело, перемещающееся в такой газообразной среде, как воздух, испытывает воздействие сил давления, величина которых зависит от плотности газа, формы аппарата и скорости полета.

На рис. 19 показано обтекание клина при нулевом угле атаки, а также при некотором угле атаки α и распределение давления, действующего на поверхность клина. Такое распределение давления является типичным при гиперзвуковой скорости полета и наличии присоединенной ударной волны.

Суммирование распределения давления по поверхности тела позволит определить составляющие сил, действующих в направлении вектора скорости набегающего потока и перпендикулярно к нему. Результирующая этих сил приложена в точке, определяемой как центр давления.

Суммирование (интегрирование) моментов сил давления относительно определенной точки (например, центра тяжести) позволит определить полный аэродинамический момент относительно этой точки.

Лобовое сопротивление. Для рассмотрения лобового сопротивления и устойчивости аппарата обычно вводят систему координат. На рис. 20 показаны связанная и скоростная системы координат.

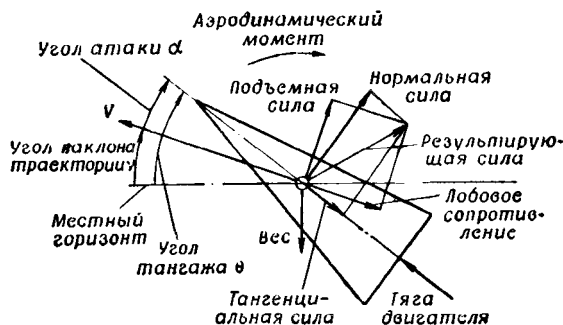


Рис. 20. Системы координат

В связанной системе координат результирующая аэродинамическая сила разлагается на силу, направленную по оси симметрии тела, и силу, перпендикулярную к ней, а в скоростной системе — на силу, направленную по вектору набегающего потока, и силу, перпендикулярную к нему. В обеих системах аэродинамический момент и угол атаки определяются идентично.

Доминирующими силами, составляющими полное лобовое сопротивление, являются волновое сопротивление (сопротивление носовой части аппарата), донное сопротивление и сопротивление интерференции. Длинное тонкое тело имеет сопротивление трению обшивки, которым нельзя пренебрегать. Величина каждой из этих сил изменяется в зависимости от формы и размера аппарата, скорости полета и угла атаки. В частности, чем более затуплена форма аппарата, тем больше волновое сопротивление; чем больше скорость полета, тем меньше донное сопротивление, и все эти составляющие зависят от величины угла атаки. Рассмотрим аэродинамические силы, действующие на отдельные объекты комплекса.

Ракета-носитель. Аэродинамические силы, воздействующие как на самолет, так и на ракету-носитель, влияют на их лет-

ные характеристики. Тяга двигательных установок каждого из аппаратов должна преодолевать действие этих сил в течение всего полета. Каждый аппарат имеет свои характеристики, поэтому невозможно проводить прямое сравнение летных характеристик самолета и ракеты-носителя. Для самолета определяющей летной характеристикой часто является дальность полета при заданной полезной нагрузке, а для ракеты-носителя — скорость полета, до которой она может разогнать заданную полезную нагрузку. Так, для самолета при установившейся скорости полета тяга должна быть равна лобовому сопротивлению, а аэродинамическая подъемная сила равна весу. Для ракеты-носителя тяга должна быть больше лобового сопротивления и веса, чтобы сообщить ускорение полезной нагрузке.

Лобовое сопротивление, тяга и вес влияют на летные характеристики ракеты-носителя.

Элементарные математические подсчеты показывают, что потеря скорости за счет лобового сопротивления в 15 раз меньше, чем за счет силы тяжести. Однако с увеличением габаритов аппарата сопротивление становится еще менее существенным. Это происходит в значительной степени потому, что лобовое сопротивление есть функция площади аппарата, а вес — функция его объема. По-видимому, с увеличением тяги двигателя для уменьшения времени его работы можно снизить потери скорости вследствие влияния силы тяжести, так как при увеличении ускорения требуется меньше времени, чтобы достичь заданной скорости. Это, конечно, увеличит лобовое сопротивление и потерю скорости из-за него. Оптимальным вариантом является случай, когда сумма потерь скорости за счет лобового сопротивления и силы тяжести будет минимальной.

При оптимизации величины тяги ракеты-носителя нужен иной подход. По мере роста максимального скоростного напора (следствие увеличения тяги двигательной установки) конструкцию ракеты необходимо делать более тяжелой, чтобы она могла противостоять увеличенным аэродинамическим нагрузкам. В результате уменьшается полезная нагрузка ракеты-носителя и увеличивается потеря скорости.

Форма отсека, несущего полезную нагрузку, оказывает небольшое влияние на летные характеристики ракеты-носителя, однако, если сравнить это влияние с влиянием других факторов, оно окажется значительным. Форма отсека с полезной нагрузкой может смещать вперед точку приложения нормальной силы, что приведет к увеличению изгибающих моментов и, таким образом, к увеличению массы конструкции. Наличие острых краев (углов) на отсеке также нежелательно: это может привести к появлению вибрационных нагрузок, которые могут возбудить изгибные колебания ракеты-носителя и даже нарушить целостность конструкции. Наличие выпуклостей на ракете вызывает разрушение конструкции вследствие возникновения местных колебательных ударных волн и спутной струи. Все эти явления вызывают необходимость увели-

чить массу конструкции ракеты-носителя для повышения прочности.

Отделяемая аварийная ступень (система аварийного спасения — САС). Отделение аварийной ступени от космической системы может быть произведено с помощью ракетного двигателя большой тяги, расположенного впереди космического аппарата и отрывающего его от ракеты-носителя, или с помощью ракетного двигателя большой тяги, расположенного позади космического аппарата и отталкивающего его от ракеты-носителя. В частности, на большинстве космических кораблей ракетный двигатель САС устанавливается впереди космического аппарата.

Рассмотрим требования к двигательной установке такой системы. При анализе траектории выведения можно видеть, что максимальное лобовое сопротивление наблюдается примерно в той точке траектории, в которой достигается максимальный скоростной напор. В этой точке траектории тяга аварийного двигателя должна превосходить лобовое сопротивление, чтобы обеспечить отделение аппарата от ракеты-носителя. Коэффициент лобового сопротивления аварийной отделяемой ступени примерно такой же, как и ракеты-носителя, в то время как площадь мишени отделяемой аварийной ступени обычно несколько меньше.

Важнейшим параметром является масса, которая у аварийной отделяемой ступени в 100 раз меньше, чем у ракеты-носителя. Это значит, что эффективное лобовое сопротивление, т. е. сопротивление, отнесенное к массе аппарата, у отделяемой аварийной ступени намного больше.

Количество необходимого топлива определяется величиной энергии, потребной для подъема аварийной ступени на безопасную высоту при возникновении аварийной ситуации во время старта. Достижение безопасной высоты необходимо и для обеспечения возможности использовать при спуске посадочные средства. Двигатель должен отбрасывать аппарат на безопасное расстояние в боковом направлении чтобы он не опустился на горящую ракету-носитель. Двигатель системы аварийного спасения (рис. 21) должен работать так же на таких высотах, где тяга его должна быть ограничена величиной, которая не вызовет превышения допустимых для экипажа перегрузок, так как на больших высотах отсутствует лобовое сопротивление, уменьшающее ускорение аппарата.

Двигатель системы аварийного спасения монтируется впереди космического аппарата, и реактивная струя двигателя сильно изменяет поле потока, обтекающего аппарат. В результате этого в процессе работы двигателя сильно изменяются характеристики лобового сопротивления аппарата. Диаметр реактивной струи зависит от статического давления или от высоты, на которой происходит аварийное отделение. Лобовое сопротивление возвращаемого на Землю аппарата увеличивается при действии на него этой струи. На малых высотах струя имеет малый диаметр и вследствие высокой скорости ее действует как эжектор, который гонит

воздух под более высоким давлением, чем давление окружающей среды, увеличивая лобовое сопротивление возвращаемого аппарата. На больших высотах, когда реактивная струя сильно расширяется, аппарат затенен струей от воздействия набегающего потока, что уменьшает лобовое сопротивление.

Возвращаемый аппарат. Влияние лобового сопротивления на возвращаемый аппарат наиболее значительно на участке входа в плотные слои атмосферы. Лобовое сопротивление, возникающее при входе в плотные слои атмосферы, снижает скорость

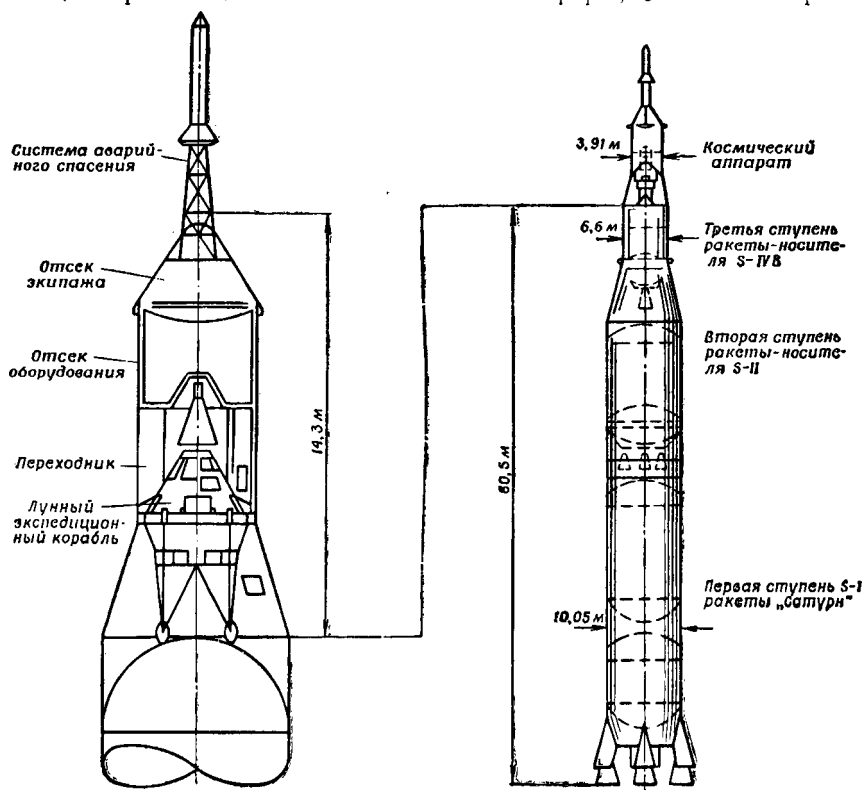


Рис. 21. Ракета-носитель космического корабля «Аполлон» и система аварийного спасения

аппарата до малой дозвуковой скорости. Торможение от аэродинамических сил значительно выгоднее торможения, создаваемого двигательной установкой.

По мере расширения исследований космического пространства скорости входа в плотные слои атмосферы увеличиваются. Эти скорости изменяются в диапазоне от орбитальной скорости 7,91 км/с и скорости возвращения с Луны 11,2 км/с до скорости возвращения с планет 13,9—21,35 км/с. Основным фактором, влияющим на торможение космического аппарата при входе в атмосферу, является баллистический параметр.

Баллистический параметр системы $W/c_0 S$ (в числителе — вес, в знаменателе — коэффициент лобового сопротивления, помноженный на исходную площадь) в основном определяет высоту, на которой возникает максимальное торможение возвращаемого в атмосферу аппарата. При этом допускается, что траектория полета возвращаемого аппарата является прямой линией, а плотность атмосферы изменяется по экспоненте.

Коридор для баллистического входа в плотные слои атмосферы можно определить по рис. 22, на котором по оси ординат отложен угол входа (ширина коридора), а по оси абсцисс — скорость входа.

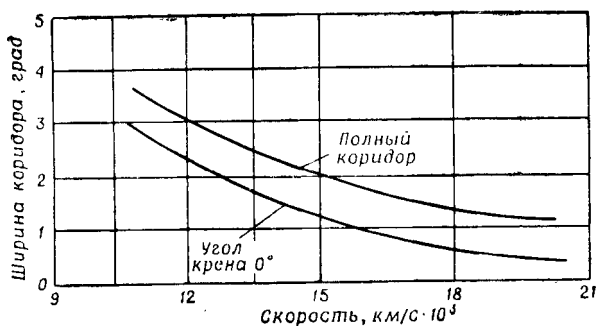


Рис. 22. Влияние скорости входа на ширину коридора (аэродинамическое качество равно 1; скоростной напор $q = 488$ кгс/м²)

Предельная перегрузка при входе для пилотируемых космических аппаратов принимается обычно 10 g, в аварийных условиях доходит до 20 g. Такие перегрузки могут встретиться не только при нормальном входе, но и при подходе к атмосфере по траектории с рикошетированием, когда скорости очень велики и их не удастся снизить ниже второй космической скорости. Поэтому требуется второе ограничение. На рис. 16 проведены две пунктирные кривые. Одна определяет вход в плотные слои атмосферы, когда обеспечивается «захват» возвращаемого аппарата атмосферой Земли (скорость ниже второй космической), а вторая — вход в атмосферу с одним отражением (рикошетом). Вход в плотные слои атмосферы на участке правее и ниже пунктирных кривых удовлетворяет граничным условиям. Разность между углом входа, удовлетворяющим этим пределам, и углом входа, соответствующим выбранному предельному коэффициенту перегрузки, определяет коридор входа. Как видно, при максимально допустимой перегрузке, равной 10 g, и граничном условии, чтобы скорость была меньше второй космической, коридор входа при скорости 15,25 км/с равен нулю. Это значит, что при входе со скоростью выше 15,25 км/с и перегрузке, равной 10 g, скорость аппарата нельзя снизить до скорости меньше второй космической. Существует несколько методов уменьшения лобовых нагрузок и увеличения границ коридора. Прежде всего — изменение лобового сопротивления за счет увеличения площади

сопротивления на входе в плотные слои атмосферы, а следовательно, возможность регулирования аэродинамических нагрузок, что обеспечивает более широкий диапазон углов входа. Другой метод — более эффективное использование подъемной силы.

Напомним, что при рассмотрении лобового сопротивления предполагалось, что суммирование (интегрирование) распределения давлений по поверхности аппарата дает только силу лобового сопротивления, направленную вдоль вектора скорости. В случае

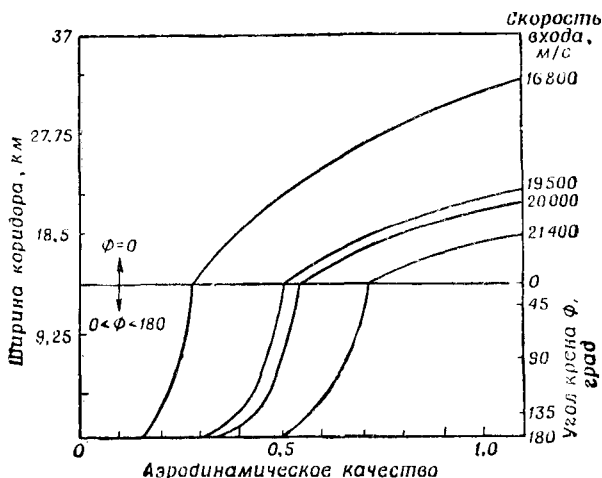


Рис. 23. Влияние подъемной силы на ширину коридора входа в атмосферу

несимметричного потока, возникающего при обтекании симметричного тела с некоторым углом атаки или при обтекании несимметричного тела, суммирование распределения давлений позволяет определить подъемную силу в направлении, перпендикулярном к вектору скорости. Введение аэродинамического качества является общепринятым способом выражения влияния подъемной силы на коридор входа. Наличие подъемной силы позволяет аппарату двигаться по криволинейной траектории. В этом случае при принятых предельных перегрузках возвращаемый аппарат, использующий подъемную силу, будет входить в плотные слои атмосферы под более крутым углом, чем возвращаемый аппарат с нулевым аэродинамическим качеством. Таким же способом с помощью аэродинамической силы можно обеспечить «захват» возвращаемого аппарата атмосферой Земли при более пологом входе. Влияние подъемной силы на увеличение коридора входа показано на рис. 23. Границами, определяющими коридоры входа, являются кривая при максимально допустимой перегрузке $12 g$ и кривая при входе в атмосферу с одним рикошетированием. Для значительного увеличения коридора входа требуется небольшая подъемная сила.

Посадочные устройства проектируются с учетом использования лобового сопротивления. В настоящее время применяется парашют, который уменьшает конечную скорость возвращаемого аппарата до величины, позволяющей совершить безаварийную посадку на Землю, и является чисто тормозящим устройством. Принцип его действия основан на огромном увеличении площади лобового сопротивления, что приводит к увеличению баллистического параметра $W/c_0 S$ возвращаемого аппарата.

Статическая устойчивость есть свойство тела создавать в процессе полета при выходе из положения равновесия восстанавливающие силы или моменты, возвращающие его в положение равновесия. Если рассматривать вращение аппарата относительно центра тяжести, то устойчивость в самом простейшем смысле определяется знаком и величиной аэродинамического момента, возникающего при выходе аппарата из сбалансированного или нейтрального положения. Момент, который стремится вернуть аппарат в первоначальное положение, есть момент устойчивости, а момент, который стремится увеличить отклонение аппарата от его первоначального положения, есть момент неустойчивости. Аэродинамический момент, создаваемый аэродинамической силой, приложен к центру давления относительно некоторой точки (обычно центра тяжести аппарата). Возможны три способа изменения характеристик момента: изменение величины силы, смещение центра давления и смещение центра тяжести. Обычно характеристика моментов летательного аппарата (самолета) является линейной в эксплуатационном диапазоне углов атаки. Элементы самолета с небольшой расходуемой массой (например, с некоторыми запасами и топливом) расположены так, что центр тяжести аппарата минимально смещается по мере расхода масс. Эти смещения приводят к изменениям аэродинамических моментов, которые компенсируются небольшими уравновешивающими устройствами, обеспечивающими полет самолета при угле атаки, соответствующем оптимальным летным характеристикам. Самолет в полете всегда обладает статической устойчивостью.

Ракета-носитель. Требования к статической устойчивости для ракет-носителей значительно отличаются от требований к этому же критерию для самолета. Ракета-носитель стартует с нулевой скоростью и, двигаясь в атмосфере Земли, последовательно увеличивает скорость до звуковой, сверхзвуковой и гиперзвуковой. Проблема обеспечения устойчивости ракеты-носителя возникает в связи с большим расходом массы, обусловленным выгоранием топлива, изменяющим положение центра тяжести. Масса топлива ракеты-носителя составляет 85—90% стартовой массы ракеты. Расход массы определяет требования к системе управления, которая должна работать в течение всего времени работы двигателей, т. е. с момента старта, когда аэродинамические силы равны нулю, и до начала полета на больших высотах, когда аэродинамические силы снова станут равны нулю. Поэтому управления ракеты-носителя только с помощью аэродинамических сил недостаточно.

Управление ракетой-носителем осуществляется путем регулирования вектора тяги. При этом получают момент (создаваемый силой тяги), который изменяет положение ракеты в заданном направлении.

Отделяемая аварийная ступень должна рассчитываться для тех же условий полета, что и ракета-носитель. Однако требования к ее устойчивости несколько иные, чем к устойчивости ракеты. Летательный аппарат желательно проектировать с обеспечением устойчивости за счет пассивной стабилизации, т. е. должна иметь место статическая устойчивость во всем диапазоне скоростей полета. При аварийном отделении на участке действия больших скоростных напоров отделяемая аварийная ступень должна лететь в установившемся диапазоне высот таким образом, чтобы экипаж не подвергался воздействию нежелательных ускорений, обусловленных аэродинамическими нагрузками. В иностранной печати указывается, что если космические корабли «Аполлон» начнут вращаться после аварийного отделения на максимальном скоростном напоре, то возникнут поперечные перегрузки, равные 10—14 g. Эти величины значительно превышают допустимый физиологический предел выносливости человека. В то же время необходимо создать боковую составляющую силы, которая отбрасывает аппарат от ракеты-носителя. Для этого используются аэродинамические средства или создается боковая составляющая вектора тяги двигательной установки системы аварийного спасения. Так как начальная скорость полета ракеты-носителя мала, то аэродинамические средства для создания боковой составляющей неэффективны. Масса топлива для двигателя системы аварийного спасения составляет примерно 20% общей массы отделяемой ступени, поэтому при выгорании топлива происходит значительное смещение центра тяжести. Это, конечно, затрудняет обеспечение статической устойчивости. Изменение потребной степени устойчивости можно обеспечить аэродинамическим путем (смещение назад центра давления) или смещением вперед центра тяжести, добавив центровочный груз в носовую часть двигателя системы аварийного спасения. Обычно пользуются вторым способом, так как он позволяет не устанавливать аэродинамические поверхности на корпусе возвращаемого аппарата, что в свою очередь исключает необходимость крепления, а затем и отделения этих поверхностей. Использовать балансирующий груз с точки зрения весовых характеристик обычно выгоднее, так как он сбрасывается вместе с основанием, когда в нем больше нет необходимости, и на орбиту не выводится. Обеспечение устойчивости отделяемой аварийной ступени — весьма сложная задача, решаемая при проектировании пилотируемого космического корабля. Трудность этой задачи объясняется разнообразием эксплуатационных условий, сложностью аэродинамических характеристик и изменением во времени положения центра тяжести.

Возвращаемый аппарат должен обладать статической устойчивостью при входе в плотные слои атмосферы. В отличие от

ракеты-носителя он не имеет двигателя, тягу которого можно было бы использовать для управления. Устанавливать двигатель на возвращаемый аппарат только для этой цели нецелесообразно с точки зрения весовых характеристик. Однако совсем нетрудно, по мнению специалистов, разработать возвращаемый аппарат, который имел бы желаемую степень статической устойчивости. Некоторые такие аппараты имеют вид тела с затупленным носком. У этих аппаратов имеется передний теплозащитный экран (форма его — сферический сегмент). Только такое тело имеет постоянное положение центра давления при изменении угла атаки. Все силы давления проходят в нем через центр сферы. Тело с затупленным носком может иметь подъемную силу, однако аппарат, имеющий центр тяжести на оси симметрии тела, балансируется при нулевом угле атаки и нулевой подъемной силе. Смещая центр тяжести по вертикали (вдоль оси симметрии) путем соответствующего распределения масс, можно сбалансировать аппарат до получения некоторого аэродинамического качества. Так создается подъемная сила на космических кораблях типа «Союз» и «Аполлон». Космический аппарат входит в атмосферу на балансировочном угле атаки с балансировочной подъемной силой и сохраняет свое положение в пространстве в течение всего полета.

Подъемную силу, возникающую при балансировке на некоторой фиксированной высоте, можно регулировать путем поворота аппарата относительно продольной оси (по крену). При нулевом угле крена подъемная сила аппарата будет направлена от Земли. При повороте по крену создается подъемная сила, направленная в сторону от траектории полета. При угле крена 180° подъемная сила направлена к Земле. Поворот по крену обеспечивается малыми ракетными двигателями, расположенными на корпусе аппарата. Если не требуется подъемная сила, то аппарат должен вращаться непрерывно. В результате траектория его станет спиральной, а подъемная сила — равной нулю.

Статическая устойчивость для этого случая определяется как способность тела создавать восстанавливающие моменты при угловом перемещении относительно центра тяжести.

Динамическая устойчивость аппарата — это способность создавать стабилизирующие моменты, возникающие при наличии угловой скорости при колебании аппарата относительно центра тяжести. Поскольку поток воздуха проходит от передней части аппарата к задней за какое-то время, то из-за вращения и перемещения аппарата поток набегаёт на хвостовую часть аппарата под углом атаки, отличным от угла атаки в носовой части аппарата. В зависимости от формы и размера аппарата и величины угловой скорости этот момент может быть стабилизирующим или дестабилизирующим.

Поскольку угловые отклонения ракеты-носителя невелики, то и связанные с ними угловые скорости незначительны. Поэтому влияние динамической устойчивости на движение ракеты-носителя как твердого тела не сказывается.

Подъемная сила ракеты-носителя всегда обеспечивает демпфирование, а изменение скоростного напора может как демпфировать, так и возбуждать колебание, но в незначительной степени. Система управления ракетой-носителем может обеспечить хорошее демпфирование колебаний. Большое влияние на конструкцию ракеты-носителя оказывает то, что она представляет собой не твердое, а упругое тело. Если упругая ракета-носитель, колеблющаяся относительно узловой точки, динамически неустойчива, то возбуждение собственной частоты колебаний аппарата может быть настолько значительным, что вызовет поломку конструкции. Когда частота незатухающих колебаний аппарата равна собственной частоте изгибных колебаний ракеты-носителя, возникает резонанс, и ракета-носитель начинает колебаться с собственной частотой вибрационных изгибных колебаний. Частота аэродинамических колебаний зависит от скоростного напора, который вначале изменяется от нуля до максимального значения, а затем снова падает до нуля. Существует много форм колебаний при разных частотах, и все они должны быть учтены при проектировании ракеты-носителя.

При рассмотрении динамических характеристик отделяемой аварийной ступени необходимо учитывать, что она неуправляема.

Характеристики динамической устойчивости аппарата с двигателем, расположенным на ферменной конструкции, весьма чувствительны к изменениям аэродинамической формы. Очень часто имеет место гистерезис, поскольку аварийная ступень работает как тело типа копус-цилиндр-юбка, у которого и наблюдается указанное явление. Влияние подъемной силы сводится к демпфированию колебаний, но так как аварийная ступень все время, за исключением непродолжительного периода работы двигателя системы аварийного спасения, летит в условиях уменьшающегося скоростного напора, то возникает дестабилизирующий момент. Поэтому необходимо проводить детальный анализ динамики движения свободного тела для оценки влияния факторов, определяющих динамическую устойчивость аварийной ступени.

Производная динамической устойчивости возвращаемого аппарата обычно является стабилизирующей. Однако при некоторых углах атаки аппарат может быть динамически неустойчивым. Возвращаемый аппарат управляется ракетными двигателями, которые стабилизируют движение относительно сбалансированного положения и должны устранять любую динамическую неустойчивость, возникающую в процессе полета. Поэтому при полете в обычных условиях динамическая неустойчивость не оказывает существенного влияния на управляемый возвращаемый аппарат.

Существует несколько способов определения аэродинамических характеристик пилотируемого космического аппарата: вычисление аэродинамических коэффициентов на основании соответствующих теорий, испытание моделей в аэродинамических трубах и испытание натурных моделей в реальных условиях полета. Этими способами пользуются при проектировании и разработке пилотируе-

мых космических кораблей. После определения задачи полета производится расчет траектории для определения требований к подъемной силе, лобовому сопротивлению и устойчивости. При компоновке аппарата возникают ограничения в отношении формы, размеров и массы. Большинство из них обусловлено полезной нагрузкой и энергетическими возможностями ракеты-носителя.

После того как на основании расчетов выбрана форма космического аппарата, изготавливается модель, которая проходит всесторонние испытания в наземных аэродинамических установках. Для детального анализа компоновки и летных характеристик испытания проводят во всем диапазоне скоростей полета и углов атаки. Для проведения испытаний на работоспособность изготавливаются макеты в натуральную величину. В ходе этих испытаний демонстрируется работа бортовых систем и проверяются технические решения, положенные в основу разработки. Если при летных испытаниях натурных опытных моделей выявится необходимость изменить конструкцию, то проводится аналитическое исследование, а затем новые модели изготавливаются и испытываются.

Пилотируемые возвращаемые корабли можно подразделить на разные типы в зависимости от аэродинамического качества, т. е. отношения подъемной силы к лобовому сопротивлению. Влияние качества на коридор входа, который является мерой маневренной способности аппарата, было подробно рассмотрено выше.

ГЛАВА 3

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ НАГРЕВ И ТЕПЛОВАЯ ЗАЩИТА КОРАБЛЯ

Как уже отмечалось, на всех участках траектории полета на космический аппарат действуют тепловые нагрузки от различных источников тепла, причем при старте и входе в атмосферу аппарат подвергается наиболее сильному аэродинамическому нагреву.

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ НАГРЕВ

Для безопасного возвращения космического аппарата на Землю требуется рассеять кинетическую и потенциальную энергию, накопленную аппаратом относительно поверхности Земли. Для существующих пилотируемых космических аппаратов хорошим средством, обеспечивающим рассеяние большей части этой энергии при минимальной массе аппарата, является аэродинамическое торможение в плотных слоях атмосферы, при котором кинетическая энергия космического аппарата преобразуется в тепловую энергию окружающего воздуха. Основной задачей аэродинамического торможения является поглощение космическим аппаратом определенной части рассеиваемой энергии. При этом аэродинамический нагрев может оказаться очень сильным, подтверждением чему может служить тот факт, что высокий процент метеорных тел сгорает и разрушается при входе в плотные слои атмосферы.

Для анализа качественных закономерностей аэродинамического нагрева при входе в плотные слои атмосферы необходимо рассмотреть строение атмосферы и ее параметры, влияющие на полет космического аппарата.

Скорость летательного аппарата определяет объем увлекаемого аппаратом воздуха, приходящегося на единицу площади поперечного сечения воздушного потока в единицу времени. Масса воздуха, обтекающего аппарат и приходящегося на единицу площади поперечного сечения аппарата в единицу времени, равна объемной плотности, умноженной на объем увлекаемого воздуха ρV . Этот поток воздушной массы, умноженный на относительно количество движения воздуха единицы массы, определяет количество движения, приходящееся на единицу площади потока в единицу времени.

Кинетическая энергия, приходящаяся на единицу массы воздуха, равна $1/2 V^2$. Следовательно, кинетическая энергия, подводи-

мая к единице площади поверхности аппарата, равна $1/2 \rho V^3$. Эта кинетическая энергия является верхним пределом удельного теплового потока q , поступающего к поверхности возвращаемого аппарата. Интеграл от величины $1/2 \rho V^3$, взятый по времени спуска в плотные слои атмосферы, выражает работу, совершаемую космическим аппаратом при полном торможении, и является верхним пределом полного количества тепла.

Характеристики аэродинамического нагрева могут значительно изменяться от природы потока, обтекающего космический аппарат. Режимы обтекания можно разбить на две группы: течение разреженного воздуха малой плотности на больших высотах, которое можно рассматривать как режим обтекания, когда поверхность космического аппарата встречается непосредственно с каждой частицей воздуха, и течение воздуха большой плотности на малых высотах, которое можно представить как режим обтекания, когда поверхность космического аппарата взаимодействует с воздухом как со сплошной средой.

При входе в атмосферу космический аппарат сначала встречает только отдельные частицы воздуха. В режиме свободномолекулярного течения плотность воздуха так мала, что столкновениями между частицами воздуха можно пренебречь, в то время как столкновениями частиц с поверхностью аппарата пренебречь нельзя. При каждом таком столкновении космический аппарат теряет часть накопленной энергии и некоторое количество движения относительно Земли, однако если столкновения упругие, то космический аппарат не поглощает при этом тепловую энергию. В случае упругих отражений эффект рассеяния энергии от поверхности аппарата аналогичен эффекту действия отражения плоской волны.

Плотность частиц на поверхности аппарата может вдвое превысить плотность невозмущенного потока воздуха, так как поток массы воздуха, поступающего к поверхности аппарата, складывается с отраженным потоком массы. Картина распределения плотности отраженных частиц идентична распределению интенсивности отраженной плоской волны. Если частицы воздуха рассеиваются диффузионно, то неупругие столкновения сообщают поверхности аппарата соответствующий импульс тепловой энергии. При этом энергия частиц воздуха может полностью поглощаться или сначала поглощаться, а затем излучаться с меньшей кинетической энергией.

Процесс столкновения частиц воздуха с поверхностью аппарата весьма сложен. Характер столкновения определяется прежде всего свойствами поверхности, а также энергией и количеством движения набегающего потока воздуха. Так как все частицы высокой энергии набегающего потока воздуха входят в непосредственный контакт с относительно холодной поверхностью аппарата, то кинетическая энергия ($1/2 \rho V^3$), поглощаемая поверхностью аппарата, будет максимальной в условиях свободномолекулярного течения. Каждая набегающая частица может передавать свою энергию лишь поверхности аппарата, а не другим частицам воздуха.

Однако поток энергии, поступающей к поверхности аппарата, невелик в этом режиме из-за чрезвычайно малой плотности воздуха.

Возвращаемый аппарат находится в этих условиях недолго, поэтому поверхность его нагревается незначительно.

При увеличении плотности набегающего потока частицы воздуха начинают сталкиваться с отраженными от поверхности или излученными ею частицами. Это взаимное столкновение частиц в потоке, близком к свободномолекулярному режиму течения, уменьшает среднюю энергию столкновения частиц с поверхностью аппарата. Тем не менее почти вся энергия набегающего потока достигает поверхности аппарата. Однако «буферная» зона взаимного столкновения частиц уменьшает ту часть энергии потока, которая поглощается поверхностью аппарата.

По мере того как космический аппарат все глубже проникает в атмосферу, плотность невозмущенного потока воздуха увеличивается до такого уровня, при котором отраженные или излученные частицы оказываются зажатыми между поверхностью аппарата и набегающим потоком. Это увеличивает плотность воздуха у поверхности космического аппарата. Аппарат захватывает и освобождает частицы воздуха (принцип «снегового плуга»). Но поток воздуха очень активен, так как летящий аппарат сообщает частицам воздуха относительно большую произвольно распределенную кинетическую или тепловую энергию. Как только аппарат достигает переходного режима обтекания, между набегающим потоком и поверхностью аппарата образуется ударная волна (скачок уплотнения). Расстояние от скачка уплотнения до поверхности аппарата зависит, в частности, от длины свободного пробега молекул воздуха и радиуса затупления носовой части аппарата.

Головная ударная волна, возникающая перед аппаратом, определяет сферу влияния аппарата на воздушный поток.

Влияние ударной волны на профиль плотности перед аппаратом схематически показано на рис. 24. Ударная волна способствует преобразованию энергии набегающего потока в произвольно распределенную тепловую энергию сжатого слоя воздуха. Образование ударной волны в этом случае свидетельствует о том, что среда стала континуумом. Термин «континуум» означает, что воздух, по крайней мере в некоторых отношениях, может рассматриваться как неразрывная среда.

При высокой плотности потока воздуха у поверхности аппарата влияние его вязкости проявляется в области тонкого пограничного слоя. Иными словами, силы трения на поверхности аппарата влияют только на слой воздуха, расположенный очень близко к поверхности аппарата. В слое высокой плотности, или пограничном слое, при континуумном течении частицы воздуха, соприкасающиеся с поверхностью, не могут перемещаться относительно поверхности.

Нагрев при входе космического аппарата в плотные слои атмосферы в случае континуумного режима складывается из конвек-

ционной передачи в пограничном слое и теплового излучения от высокотемпературного слоя воздуха, расположенного между ударной волной и носовой частью аппарата.

Приток теплового излучения к поверхности аппарата можно уменьшить, если сделать носовую часть аппарата заостренной. При обтекании такого тела ударная волна располагается в непосредственной близости к нему и количество воздуха с высокой энтальпией, который посылает энергию излучения к поверхности аппарата, меньше, чем при затупленной носовой части. Однако примене-

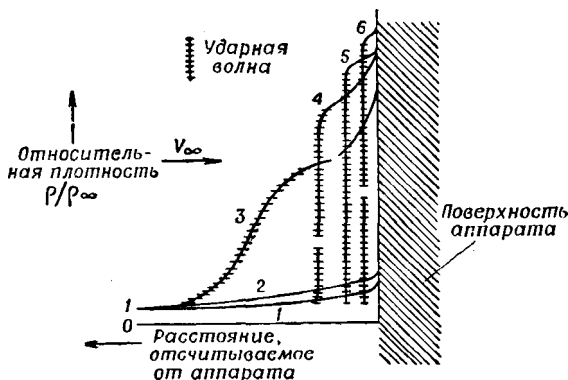


Рис. 24. Схематическое представление профиля плотности в потоке перед космическим аппаратом при разных режимах обтекания:

1 — свободное молекулярное течение; 2 — течение, близкое к свободномолекулярному; 3 — полностью развитое течение со скольжением; 4 — зарождающееся течение со скольжением; 5 — вязкий слой; 6 — пограничный слой

ние заостренной носовой части находится в прямом противоречии с требованием уменьшения конвективного притока тепла, поэтому обычно принимается компромиссное решение.

Наибольший и наименьший тепловые потоки могут различаться по величине на четыре порядка. Поэтому необходимо: регулировать температуру космического аппарата в таких пределах, чтобы нагрузка на систему охлаждения была минимальной; поддерживать нагрев системы теплозащиты, используемой при входе в атмосферу ниже уровня, при котором возможно изменение состояния материалов, снижающее их эффективность; предусматривать тепловую защиту топливных баков и оборудования, не имеющих системы терморегулирования.

На участке выведения, когда удельные тепловые потоки достигают больших величин, основной задачей является предотвращение повреждения систем тепловой защиты и терморегулирования, которые часто выполняются в виде довольно тонкого поверхностного покрытия и применяются при входе в атмосферу. При возвра-

цепии в плотные слои атмосферы удельные тепловые потоки увеличиваются в 100 раз по сравнению с удельными тепловыми потоками при выведении. Эти потоки настолько велики, что основной проблемой является поддержание температуры основных конструктивных элементов на допустимом рабочем уровне. Кроме того, необходимо также изыскивать средства для уменьшения количества тепла, проникающего во внутренние отсеки аппарата.

При движении в космическом пространстве аппарат подвергается воздействию сравнительно небольших тепловых потоков, возникающих от теплового излучения Солнца и планет Солнечной системы. Поверхность теплоизоляционной обшивки аппарата будет излучать энергию, величина которой пропорциональна четвертой степени температуры обшивки. Тепловое равновесие наступит тогда, когда поступающая к обшивке лучистая энергия Солнца точно уравнивается лучистой энергией, излучаемой поверхностью обшивки. При анализе теплового баланса элемента поверхности, расположенного перпендикулярно к поступающему лучистому потоку, используют солнечную постоянную C_s (тепловая энергия на единицу площади, расположенной в данной точке пространства).

Эта постоянная зависит от расстояния до Солнца и меняется для орбит различных планет. Если космический аппарат пролетает вблизи планеты, то должна быть также учтена энергия солнечного излучения, отраженного планетой, и энергия собственного теплового излучения планеты. Величины таких тепловых потоков для окололунных и околоземных орбит показаны на рис. 25 (низкие орбиты высотой 80—100 км над поверхностью Земли).

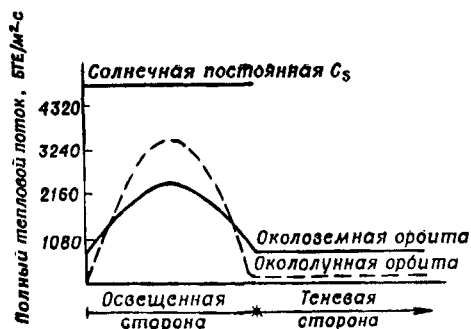


Рис. 25. Удельные тепловые потоки на поверхности космического аппарата при полете по низкой орбите

стороне Луны имеется тепловой поток только от излучения поверхности самой Луны, имеющей довольно низкую среднюю температуру (около $-120 \div -130^\circ \text{C}$). От освещенной стороны Луны отражается примерно 7% падающей на нее солнечной энергии; тепло излучается от поверхности Луны, имеющей температуру 120°C . Земля имеет значительно более высокую среднюю температуру на теневой стороне, чем Луна, но значительно более низкую температуру на освещенной Солнцем стороне. Энергия, отраженная от Земли, равна примерно 35% энергии, падающей от Солнца (альбедо). Поэтому поверхность аппарата, обращенная к Земле, будет испытывать воздействие меньших по величине тепловых потоков, чем

поверхность, обращенная к Солнцу. На рис. 25 прямой линией показан уровень теплового потока прямого солнечного излучения.

Излучательная способность поверхности аппарата определяет не только долю поглощаемой лучистой энергии планеты, но и действие прямого и отраженного солнечного излучения. При проектировании космического аппарата подбираются материалы для обшивки с такими характеристиками, при которых можно сбалансировать подвод и отвод тепла для поддержания приемлемой температуры внутри космического аппарата. При достаточном запасе мощности можно организовать активное охлаждение или нагрев поверхности. Применение пассивного терморегулирования позволяет значительно уменьшить требуемую мощность источников питания. Для регулирования температуры в распоряжении конструктора имеются: идеальные поглотители — поверхности, покрытые черной краской и поглощающие волны любой длины; идеальные отражатели — полированные поверхности, покрытые серебром и отражающие волны любой длины; солнечные поглотители — алюминизированные поверхности, поглощающие волны только солнечного спектра излучения; солнечные отражатели — поверхности, покрытые белой краской и отражающие волны только солнечного спектра. Возможным методом регулирования температуры является также использование теплоизоляционных материалов. Обычные теплоизоляционные материалы, такие, как стекловолокно, имеют при атмосферном давлении посредственные изоляционные характеристики. Если же в конструкции космического аппарата предусмотрены две несущие обшивки и пространство между ними заполнено таким изоляционным материалом, то, регулируя давление в относительно малом объеме, можно значительно изменить интенсивность поступления тепла внутрь космического аппарата и из него.

На внеатмосферном участке полета тепловой баланс космического аппарата в большинстве случаев можно обеспечить выбором покрытия, позволяющего применять пассивное терморегулирование. Если это невозможно, то можно применять активные и полуактивные средства теплозащиты.

Защита от кинетического нагрева в атмосфере. Большая часть кинетической энергии при торможении космических аппаратов в атмосфере рассеивается в спутной струе за аппаратом, и лишь небольшая ее часть передается на поверхность аппарата в виде тепловой энергии. Однако эта небольшая часть энергии может создать напряженные тепловые условия на поверхности аппарата. Как уже отмечалось, тепловые режимы в значительной мере определяются тем, как аппарат входит в плотные слои атмосферы. Большие тепловые потоки возникают при крутых траекториях входа. При пологих траекториях тепловые потоки меньше, но так как продолжительность полета увеличивается, большим будет полное количество притекающего тепла. На рис. 26 показаны тепловые потоки и полное количество тепла при полетах разных космических аппаратов. Для сравнения с тепловыми потоками космических кораблей показаны тепловые потоки при ядерном взрыве.

СИСТЕМЫ ТЕПЛОЗАЩИТЫ

Излучательные системы. При разработке теплозащиты, казалось бы, самое простое — это подобрать высокотемпературные материалы, которые могли бы выдерживать воздействие самых больших тепловых потоков в полете. Если следовать таким путем,

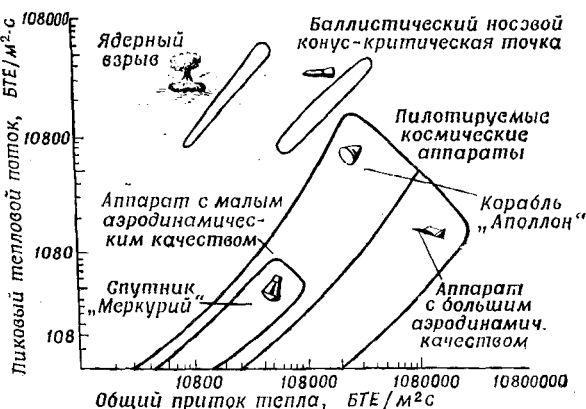


Рис. 26. Тепловые условия, характерные для разных аппаратов, входящих в атмосферу

то получим так называемую излучательную систему теплозащиты (рис. 27). При этом поток тепла, поступающий внутрь космического аппарата, обычно мал из-за эффективной теплоизоляции. Решая уравнение теплового баланса при рабочих температурах материала

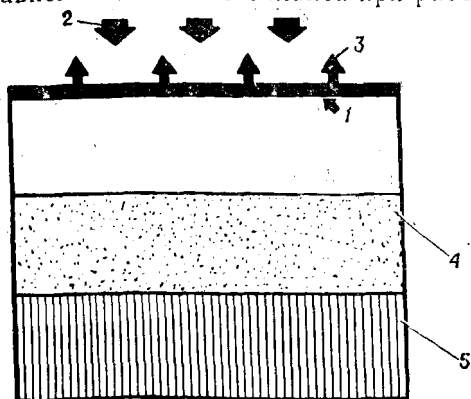


Рис. 27. Излучательная система теплозащиты;

1 — внешняя излучающая стенка; 2 — поступающий тепловой поток; 3 — отраженный поток $\varepsilon F_{\text{вн}}^1$; 4 — теплоизоляционный слой; 5 — несущая конструкция

обшивки, можно определить тот максимальный тепловой поток, который материал способен воспринять. Для создания излучательного экрана требуется очень тонкий слой материала, так как его эффективность зависит от предельно допустимой температуры и от отражательной способности. Для изготовления экрана могут быть использованы такие высокотемпературные материалы, как молибден и никелевые стали с окисными покрытиями.

К другой группе материалов, которые можно ис-

пользовать в излучательных системах, относятся тугоплавкие окислы (например, окись циркония) и керамические материалы. Максимальная рабочая температура окиси циркония 2500°C , что позволяет применять ее при весьма больших тепловых потоках. Однако тонкие слои таких материалов использовать трудно вследствие их хрупкости. Для графита, известного как материал с высокой жаростойкостью, который сублимирует при температуре 3350°C , максимально допустимые тепловые потоки в 30—40 раз выше, чем для молибденовых сплавов и сталей. Однако иногда и этого жаростойкого материала бывает недостаточно для защиты от самых высоких тепловых потоков.

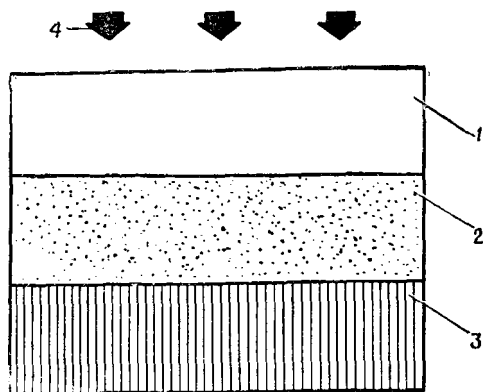


Рис. 28. Система теплозащиты с теплопоглостителем:

1 — теплопоглощающий слой; 2 — теплоизоляционный слой; 3 — несущая конструкция; 4 — поступающий тепловой поток

Теплопоглощающие системы. Ограничения, связанные с выбором материалов для излучательных систем, можно преодолеть, если использовать толстый слой теплозащитного материала. В этом случае тепло будет не только излучаться с поверхности материала, но и отводиться к внутренним слоям материала. Такие системы теплозащиты получили название систем с теплопоглостителем (рис. 28).

В системе с теплопоглостителем в отличие от излучательной системы тепло накапливается в материале. Существует предел для количества тепла, которое может быть накоплено в теплопоглостителе определенной конфигурации. Этим пределом является суммарное количество тепла, которое может быть поглощено, прежде чем материал достигнет столь высокой температуры, при которой произойдет недопустимое уменьшение его прочности. Хорошие теплопоглощающие материалы должны обладать высокими удельной теплоемкостью, теплопроводностью, температурой плавления, чтобы накопить возможно больше тепла до начала плавления.

Среди известных материалов только медь и бериллий нашли применение в качестве теплопоглотителей и использовались на головных частях первых американских межконтинентальных баллистических ракет.

Абляционные системы. В системе теплозащиты с теплопоглотителем используется материал с низкой теплопроводностью. В этом случае тепло не будет быстро отводиться от поверхности теплозащитного слоя к внутренним его слоям. В теплозащитном слое будут существовать высокие градиенты температур, и температура поверхности может превысить температуру плавления или

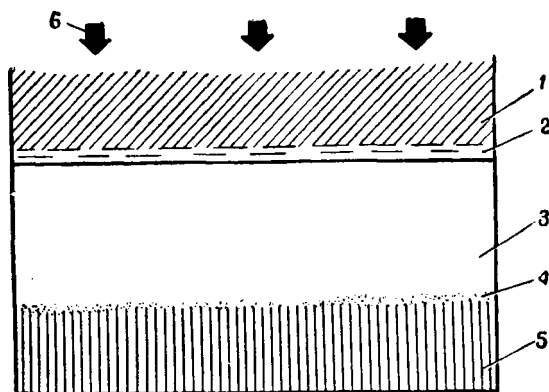


Рис. 29. Абляционная система теплозащиты:

1 — коксовый слой; 2 — зона разложения; 3 — исходный абляционный материал; 4 — связка; 5 — несущая конструкция; 6 — поступающий тепловой поток

разрушения материала. Но если при этом внутренняя часть теплозащитного слоя останется достаточно холодной и выдержит возникающие напряжения, то можно примириться с уносом части материала с поверхности. В этом и заключается суть абляционной теплозащиты. При такой системе теплозащиты заранее планируется расход материала внешней части теплозащитного слоя для защиты внутренней его части. Под абляцией понимают унос массы вещества вследствие теплового воздействия, происходящий в результате оплавания, сублимации или других явлений.

По сравнению с другими системами теплозащиты абляционные системы (рис. 29) чрезвычайно эффективны и выдерживают воздействие мощных тепловых потоков. Механизм абляции весьма сложен. Рассмотрим, что будет происходить, если элемент поверхности из органического пластика начнет нагреваться с большой скоростью при входе в плотные слои атмосферы. Сначала при нагреве близких к поверхности частей теплозащитного слоя преобладает в основном передача тепла только за счет теплопроводности. В конечном счете поверхность теплозащитного слоя достигнет температуры, при которой начнется пиролиз смолы.

В результате пиролиза образуются газообразные продукты и коксовый или углеродный твердый остаток. При продолжении нагрева фронт пиролиза проникает в глубь теплозащитного слоя. Газообразные продукты образуются уже на некоторой глубине слоя, после чего они начинают диффундировать через слой кокса и вдуваться во внешний поток. Указанные продукты абляции могут взаимодействовать с внешним потоком в пограничном слое, при этом реакция горения приобретает особую важность. В дополнение к реакциям, происходящим в газовой среде, могут возникнуть явления рекомбинации на поверхности теплозащитного слоя, когда тепловые потоки достигнут достаточно высоких значений, чтобы вызвать диссоциацию в свободном газовом потоке. Помимо горения в газовой среде может происходить поверхностное горение, активность которого зависит от скорости реакции, происходящей при низкой температуре коксового остатка, или от скорости диффузии кислорода к поверхности при высоких температурах коксового остатка. Если космический аппарат входит в атмосферу, отличную от земной (скажем, в атмосферу Марса, в которой очень мало кислорода), то эффективность абляционного материала может заметно повыситься из-за отсутствия окисления. Это подтверждено при стендовых испытаниях в атмосфере из азота и аргона.

Часто ищут средства для упрочнения коксового слоя и скрепления его с основным материалом. Такое упрочнение обычно достигается применением наполнителей из окиси кремния или тугоплавких окислов, использование которых ограничивается их плавлением на некоторой глубине.

Для создания удовлетворительно коксующегося материала необходимо придать ему определенные свойства. Это должен быть материал типа смолы, например фенольные и эпоксидные смолы. Кварц, стекло и другие наполнители можно использовать для упрочнения коксового слоя.

Для защиты внутреннего слоя теплозащитного материала от воздействия температуры в зоне газификации желательно обеспечить низкую теплопроводность материала. Этого можно достичь путем уменьшения плотности материала, применяя сотовые структуры. Вместо уменьшения теплопроводности можно уменьшить температуру разложения защитного слоя введением сублимирующих неорганических солей. Следует упомянуть еще два типа абляционных материалов. К первому относятся стеклянные или плавящиеся абляционные материалы, типичным представителем которых является кварц. Если тепловые потоки достаточно велики, чтобы расплавить и испарить кварц, но касательные напряжения, вызванные трением воздуха в пограничном слое, не настолько велики, чтобы вызвать стекание расплавленного кварца до его испарения, то можно получить эффективную систему теплозащиты. Ко второму типу относятся сублимирующие абляционные материалы (например, тефлон). Эти материалы не образуют коксового остатка, и газ образуется непосредственно из твердой фазы. Теплоза-

щитные свойства абляционных материалов этого типа невысоки, так как их температуры сублимации низки и нет теплоотвода за счет излучения с поверхности теплозащитного слоя. Механизм излучения имеет первостепенную важность для абляционных материалов, используемых для теплозащиты пилотируемых космических аппаратов. При отсутствии коксового остатка масса системы теплозащиты увеличится в несколько раз. Однако есть один довод в пользу применения некоксуемых абляционных материалов. Дело

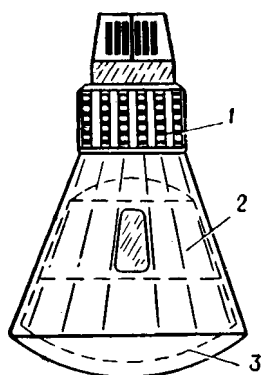


Рис. 30. Система теплозащиты на спутнике «Меркурий»:

1 — теплопоглощающая; 2 — излучательная; 3 — абляционная

в том, что кокс сильно ослабляет поступающие радиосигналы, поэтому антенны приходится защищать материалами, не образующими коксовых остатков.

Каждая из трех теплозащитных систем (излучательная, теплопоглощающая и абляционная) имеет свою область использования. На одном из американских космических аппаратов были использованы все три системы (рис. 30). Наибольшие тепловые потоки на его поверхности наблюдались на затупленной головной части, для защиты которой было использовано абляционное покрытие, армированное стекловолокном. Для защиты конической части от воздействия тепловых потоков было применено излучательное покрытие — «черепица» из никель-кобальтового сплава. Для защиты отсека экипажа использовалась теплопоглощающая «черепица» — бериллиевые пластины.

Возможны многочисленные комбинации основных теплозащитных систем. В частности, абляционное покрытие, нанесенное на излучающий слой, образует очень хорошую защиту, если удастся осуществить хорошую их связь. В такой системе абляционный материал будет действовать при пиковых тепловых нагрузках, а излучающий слой — позднее, при входе в атмосферу.

Другим вариантом является активная система выпотевания, в которой водород или другой хладагент выдувается через пористую стенку из металла, керамического материала или графита.

При рассмотрении тепловых воздействий следует помнить, что теплозащитный слой является внешним слоем отсека экипажа космического аппарата, входящего в атмосферу. Поэтому он должен выдерживать удары метеорных частиц, а также воздействия ионизирующей радиации, ультрафиолетовых лучей и экстремальных температур.

Функционирование системы теплозащиты в таких сложных условиях должно рассматриваться не только в целом, но и на отдельных участках, например, на участках расположения люков, окон, технологических зазоров, отверстий для сопел.

ГЛАВА 4

СИСТЕМЫ НАВИГАЦИИ И УПРАВЛЕНИЯ

Одной из наиболее важных функций систем навигации и управления космическим кораблем является коррекция траектории полета. Между орбитальным полетом у Земли и межпланетным полетом имеется следующее основное различие: при полете вокруг Земли изменение орбиты не оказывает серьезного влияния на возможность быстрого входа в плотные слои атмосферы, в процессе же выполнения межпланетного полета успешное выполнение полета полностью зависит от точности коррекции траектории. Несмотря на то что основой систем навигации и управления является инерциальная система, особое внимание следует уделять точности работы системы управления при коррекции.

Для навигации как на участке Земля — Луна, так и при орбитальном полете вокруг Луны необходимо применять сложную систему управления кораблем. Эта система дублируется и дополняется наземными средствами обеспечения межпланетного полета. При полете по геоцентрической орбите требования к системе навигации и управления значительно ниже, чем при полете вокруг Луны, поэтому считается достаточным сочетание одной инерциальной системы с гиросtabilизированной относительно горизонта платформой и наземными средствами.

При встрече двух космических аппаратов начальный участок обеспечивается соответствующим изменением орбиты, следующий участок — сближение до расстояния непосредственной видимости аппаратов — с помощью бортовых измерительных устройств, окончательное сближение и стыковка — с помощью ручного управления при непосредственной видимости аппаратов. Ручное управление с визуальным наблюдением может быть реализовано без особых трудностей, при этом не требуется никаких других средств навигации. При посадке на Луну ориентируются как на автоматическое, так и на ручное управление при непосредственной видимости Луны или аппаратов. В помощь пилоту на корабле устанавливаются радиолокационная станция и некоторые другие измерительные устройства. При возвращении на Землю для управления в плотных слоях атмосферы используется аэродинамическая сила, создаваемая путем установки постоянного угла атаки корабля. Управ-

ляющие сигналы, обеспечивающие заданную траекторию, вырабатываются вычислительным устройством на основе информации, поступающей с инерциальной системы.

В случае отказа основной системы управления применяются простые дублирующие системы.

Системы навигации и управления включают системы измерения времени, инерциальные, оптические, радиолокационные системы, системы ориентации и стабилизации и реактивные системы управления.

Системы измерения времени применяются для привязки по времени всех процессов и операций, происходящих и регистрируемых на космическом корабле. Наличие в некоторых системах вычислительных устройств вызывается необходимостью применять относительно высокочастотную систему измерения времени, обладающую большой точностью. Так как вычислительное устройство определяет многие процессы, то его работа должна осуществляться по сигналам, поступающим от системы измерения времени или от собственного хронизатора, работающего синхронно с системой измерения времени. Дублирующая система измерения времени или работает непрерывно, параллельно основной системе, или включается в работу только после выхода из строя основной системы. В обоих случаях необходима синхронизация. При одновременном использовании различных типов резервирования применяют обычные механические часы, которые могут обеспечить заданное время для большинства процессов и быть полезными при его контроле. Хорошие результаты может дать сочетание механических и электронных часов, однако в этом случае существенно усложняется проблема их синхронизации.

Инерциальные системы служат для измерения и интегрирования (суммирования) ускорений при определении местоположения корабля. В качестве устройства, задающего систему координат, в такой системе необходимо использовать гиростабилизатор.

В настоящее время фактором, определяющим надежность инерциальной системы, является износ подшипников гироскопов. Успешная разработка нового оборудования для инерциальных систем может изменить схемы построения их. Перспективны в этом отношении гироскопы с воздушными подшипниками и гироскопы с электрическими опорами. Проводятся также усовершенствования интегрирующих акселерометров, применяемых во многих системах инерциальной навигации.

Оптические системы применяются для определения местоположения корабля в инерциальной системе координат. Датчики горизонта служат для построения местной вертикали на основании определения направления на край видимого диска планеты. Эти датчики обеспечивают сравнение уровня инфракрасных лучей, поступающих с Земли, с почти нулевым уровнем излучения космического пространства. Различие в уровнях излучения инфракрасных лучей независимо от дневного и ночного времени обуславливает резкий перепад излучения на горизонте. Такой перепад

наблюдается у краев облаков поверхности раздела дня и ночи. Этот перепад излучения можно подавить с помощью метода частотной селекции, основанного на отличии длин волн отраженных солнечных лучей от лучей тропосферы Земли. Этот метод обеспечивает достаточно эффективное выделение полезного сигнала в большинстве случаев, за исключением моментов восхода и захода Солнца.

Одним из оптических приборов, применяемых в космическом полете, является секстант. Он служит для навигации при межпланетных полетах (в том числе и при полете на Луну), когда необходимо точно определить местоположение корабля в космическом пространстве. Сложную техническую задачу представляет собой выбор направления визирования Луны или другой планеты до начала навигации в непосредственной близости от планеты. Именно для этой цели можно использовать способность человека сравнительно просто определять ориентир для визирования. Способность человека ориентироваться по звездам позволяет также упростить систему обнаружения и целеуказания, применяемую в автоматических схемах. Очевидно, что ручная система гораздо проще и надежнее. Кроме того, человек может ориентироваться по таким звездам, яркость которых на несколько порядков меньше, чем требуется для автоматических систем.

Радиолокационные системы применяются в качестве измерительных устройств навигационных систем на борту космического корабля и на Земле.

Наземные радиолокационные станции обеспечивают высокую точность измерения дальности и скорости изменения дальности. Их точность определения угловых величин вполне удовлетворительна, но снижается по мере удаления корабля от Земли. Зона работы радиолокационных станций на земной и лунной орбитах ограничена прямой видимостью, однако автономная навигация возможна всегда, а точность измерения возрастает по мере сокращения расстояния между космическим кораблем и объектом измерения. Таким образом, рациональными следует считать комбинированные системы, в которых сочетаются наземные и бортовые радиолокационные средства.

Для получения достаточно мощного ответного сигнала на борту космических кораблей устанавливают радиолокационные ответчики. Бортовые радиолокационные станции применяются при маневрировании для встречи на орбите для измерения дальности и скорости изменения дальности до космического аппарата-цели. При посадке на поверхность Луны радиолокационная станция используется в качестве основного измерительного элемента навигационной системы. В качестве основной системы применяется инерциальная система навигации, которую корректируют непосредственно по результатам измерения расстояния до поверхности Луны перед окончательным снижением, чтобы достичь необходимой точности при посадке на поверхность. Посадку осуществляют по возможности при визуальном наблюдении и с использованием

трехлучевого доплеровского высотомера. На лунном экспедиционном корабле радиолокационная станция может применяться также для встречи на селеноцентрической орбите.

Вычислительное устройство рассчитывает и подает сигналы для двигателей, создающих управляющие моменты. На вход вычислительного устройства поступают сигналы с измерительных элементов, определяющих углы ориентации и угловые скорости корабля, а также информация о необходимом маневре или ориентации. В некоторых случаях для снижения расхода горючего вычислительное устройство только ограничивает угловые скорости вращения корабля до определенного уровня. Во многих случаях назначением управляющих двигателей является обеспечение поступательного и вращательного движения корабля. В вычислительном устройстве имеется логическая схема выбора управляющего двигателя, которая определяет, какие двигатели следует использовать для реализации необходимого перемещения. При одновременном осуществлении поступательного и вращательного движения может случиться, что двигатель поступательного движения будет работать в направлении, противоположном направлению работы двигателя вращательного движения. При этом никакого перемещения не произойдет, а будет лишь бесцельно расходоваться горючее.

Выбор логической схемы управляющего двигателя устраняет такой режим работы, блокируя сигнал на запуск одного или общих двигателей. В вычислительном устройстве корабля «Аполлон» предусмотрен контрольный режим работы, обеспечивающий лишь стабилизацию по угловой скорости и используемый во время контроля за движением корабля. В режиме управления ориентацией корабля осуществляется либо стабилизация заданной ориентации, либо изменение ориентации по команде космонавта или вычислительного устройства.

В режиме управления по местной вертикали осуществляется ориентация корабля по отношению к вертикали Луны или Земли. В режиме возвращения в атмосферу осуществляются: ориентация корабля непосредственно перед входом в атмосферу, стабилизация его по тангажу и курсу при полете в атмосфере, быстрое маневрирование по крену, необходимое для управления аэродинамической силой на участке полета в атмосфере.

Простейшая система для выработки команд управления двигателями, применяемая в управляющем вычислительном устройстве, работает следующим образом. Сигнал ошибки, состоящий из сигналов скорости и углового положения корабля, поступает на вход коммутлирующего усилителя. Пока сигнал ошибки не выйдет за пределы заданной зоны нечувствительности, сигнал на выходе усилителя не появится. При выходе сигнала ошибки за пределы зоны нечувствительности усилитель вырабатывает сигнал «Запуск» и управляющий двигатель начинает работать. Сигнал «Запуск» остается на выходе усилителя до тех пор, пока сигнал ошибки снова не войдет в зону нечувствительности.

Надежность бортовых вычислительных устройств можно увеличить путем замены выходящих из строя элементов непосредственно в полете, но для этого необходимо или осуществлять сложную проверку вычислительного устройства (для обнаружения неисправности) с помощью специальной аппаратуры и при участии космонавта, или применять тройное резервирование с автоматическим обнаружением неисправностей и заменой вышедших из строя элементов.

Системы ориентации и стабилизации. Одним из основных требований, предъявляемых к системе управления, является установление и поддержание необходимого углового положения корабля.

Требования, предъявляемые к закону управления, различны как для разных задач полета, так и на разных участках полета космического корабля. В космическом полете неуправляемого корабля демпфирующий и восстанавливающий моменты равны нулю. Поэтому любое возмущение, воздействующее на корабль, вызывает вращение корабля. Оно будет продолжаться до тех пор, пока к кораблю не будет приложен противоположный по направлению вращающий момент. Для компенсации даже ничтожно малых внешних или внутренних возмущающих моментов необходимо воздействие системы ориентации корабля. Восстанавливающие моменты системы ориентации обеспечиваются при очень малом расходе топлива даже при продолжительном полете корабля. Устройства для создания управляющих моментов представляют собой ракетные двигатели малой тяги.

Максимальный управляющий момент определяется необходимым при маневрировании угловым ускорением и максимально возможным возмущающим моментом. Во многих случаях максимальный возмущающий момент возникает при работе основной двигательной установки корабля, когда вектор тяги двигателя не совпадает с центром масс корабля. Система управления должна обеспечивать маневренность, ориентацию вектора тяги и соответствующую точность управления при изменении скорости. Системы связи и электрооборудования требуют обеспечения потребной ориентации антенны или солнечных батарей. Для решения проблемы терморегулирования может потребоваться определенная ориентация корабля относительно Солнца.

Согласно этим требованиям система управления может быть ручной, полуавтоматической и автоматической. Опыт показал, что ручное управление (рис. 31) может быть достаточно эффективным и что целесообразно дать возможность космонавту самому переходить на автоматическое управление в случае необходимости прецизионного управления, которое не может быть им самим обеспечено.

Ручная система управления состоит из ручки, отклоняющейся по трем осям и соединенной механической связью с дроссельными клапанами. Дроссельные клапаны обеспечивают такую подачу горючего, при которой тяга двигателя и угловые ускорения про-

порциональны величине отклонения ручки управления. Очевидным преимуществом такой системы является полная независимость от электроэнергии и возможность компенсации длительных возмущающих моментов, недостатком является сложная кинематика

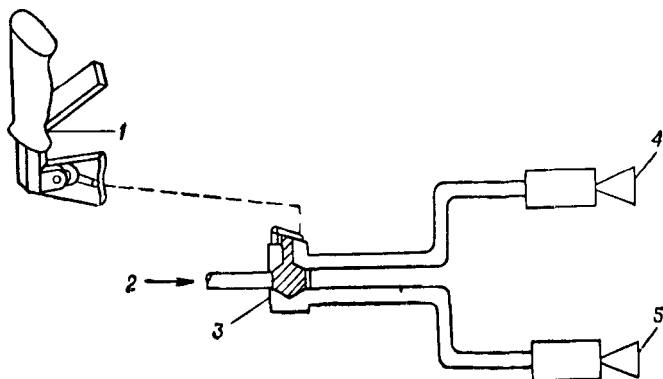


Рис. 31. Ручная одноканальная система пропорционального управления:

1 — ручка управления; 2 — подача топлива; 3 — дроссельный клапан; 4 — тяга в положительном направлении; 5 — тяга в отрицательном направлении

управления клапанами, что увеличивает массу корабля. Кроме того, на ручке управления не создается пропорционального тяге двигателя усилия и космонавт не чувствует задаваемого им момента.

В системе управления по проводам (рис. 32) используется ручка управления по трем основным осям, при угловых отклоне-

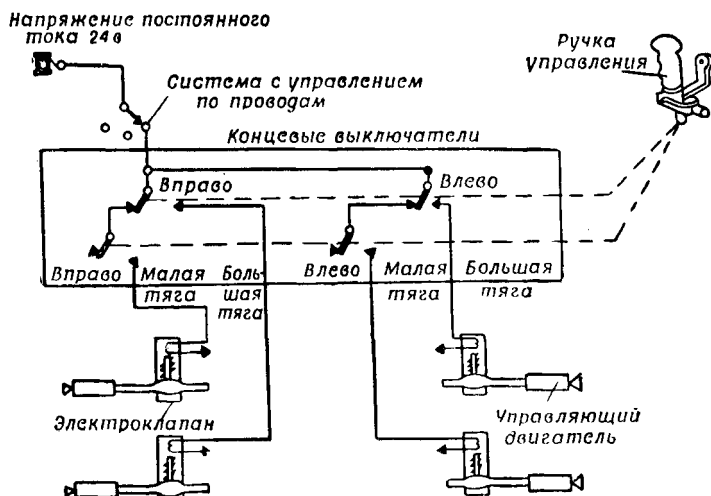


Рис. 32. Система с управлением по проводам

ниях которой срабатывают концевые выключатели, чтобы подать напряжение бортового источника непосредственно на обмотку электроклапанов управляющего двигателя. При малом плавном отклонении ручки корабль получает приращение скорости, а не постоянное ускорение, возникающее при нормальном отклонении ручки. Установлено, что минимальная продолжительность импульса от ручки управления, которую может обеспечить космонавт, равна примерно 100 мс. При такой продолжительности импульса могут возникнуть значительные скорости, которые слишком велики для специальных операций (например, для стыковки на орбите или для навигационного определения положения и координат корабля). Поэтому применяется, особенно в аварийном режиме, непосредственное управление двигателем, а для навигационного определения положения и координат корабля дополнительно используются элементы, обеспечивающие плавное управление.

В системе управления по угловой скорости, как и в предыдущей системе, команда задается ручкой управления, но система обеспечивает демпфирование и поэтому может быть классифицирована как полуавтоматическая система управления и стабилизации.

При автоматической же системе стабилизации каждый из каналов управления представляет собой замкнутую систему автоматического регулирования, состоящую из измерительного устройства, электронной схемы управления, исполнительного механизма и цепи обратной связи для демпфирования колебаний корабля, а также для информации о необходимом маневре или ориентации.

Работа основного двигателя, обеспечивающего коррекцию траектории корабля на маршевом участке, сопровождается значительными возмущающими моментами при отклонении вектора тяги от центра масс корабля. При большой тяге и продолжительной работе основного двигателя для компенсации возмущающего момента система управления должна создавать большие управляющие моменты. Обычно для этой цели основной двигатель устанавливают на карданном подвесе.

Управление положением двигателя осуществляется позиционной системой автоматического управления, использующей сигналы ошибки с чувствительных элементов системы управления. Подвешенный на кардане двигатель обеспечивает ориентацию только по курсу и тангажу. Стабилизацию по крену при работе основного двигателя обеспечивает система реактивного управления.

Реактивные системы управления. Эти системы используются на космическом корабле, когда отсутствуют аэродинамические силы, для осуществления маневров и управления кораблем. Они изменяют его положение в пространстве или сообщают ему вращательное движение с помощью импульсов тяги или изменением момента количества движения корабля.

Все системы, применяемые для управления космическим кораблем, можно разделить на три типа: реактивные сопла, которые создают тягу путем расходования массы; солнечные паруса или маг-

нитные корректирующие двигатели, которые создают управляющее усилие путем взаимодействия с окружающими полями; устройства для передачи момента количества движения, которые не создают управляющего усилия, а просто передают момент количества движения к кораблю или от корабля.

Использование солнечного паруса или магнитного корректирующего двигателя ограничивается аппаратами, требующими очень малых управляющих усилий.

Пилотируемые космические корабли требуют сравнительно больших управляющих усилий, которые обычно создаются реактивными соплами. Система управления с реактивными соплами отличается от других силовых установок космического корабля величиной тяги, режимом работы и возможностью многократных запусков. Максимальное значение тяги определяется величиной возмущений, которые должны быть парированы, или значениями угловых либо поступательных ускорений, необходимых для выполнения различных маневров. В системах управления используются двигатели с постоянной тягой, длительность включения которых для автоматических систем изменяется от 3—5 мс до нескольких минут на один импульс. В ручных системах управления применяются двигатели с переменной тягой. Обычно величина тяги двигателей реактивной системы управления значительно меньше тяги других силовых установок космического корабля. В иностранной печати сообщается, что номинальная тяга двигателей реактивной системы управления отсеком экипажа и отсеком оборудования* космического корабля «Аполлон» составляет около 45 кгс, в то время как тяга основной силовой установки отсека оборудования — более 9000 кгс.

Режим работы двигателей с постоянной тягой характеризуется как переменной длительностью, так и частотой следования импульсов. Частота следования импульсов может изменяться от нескольких импульсов в секунду до одного импульса в несколько минут. В качестве рабочего тела для реактивных систем управления применяются: сжатый газ, однокомпонентные и двухкомпонентные топлива.

Система управления на сжатом газе проста и имеет высокую надежность. Однако плотность газообразного топлива при хранении мала. С увеличением потребного импульса тяги размер бака должен быть увеличен. Поэтому такая система применяется при малой потребной энергии.

Предполагается, что для осуществления реактивного управления космическим кораблем при полете на Марс можно использовать пары водорода, испаряющегося в топливном баке основной силовой установки. Нагретые в ядерном реакторе до огромной температуры, эти пары могут обеспечить удельный импульс порядка 700 с. В таком случае для реактивной системы управления

* Отсек оборудования, служебный отсек, вспомогательный отсек и двигательный отсек (ДО) — понятия идентичные.

не требуется подсистемы хранения топлива. Одной из основных проблем в случае использования системы с подогревом пара является создание источника тепла.

В системе управления на однокомпонентном топливе используется одна рабочая жидкость, которая, расширяясь в сопле, в результате химических и термодинамических процессов, происходящих в присутствии катализатора, создает тягу. В качестве такого топлива часто применяется перекись водорода высокой концентрации, которая, разлагаясь, образует перегретый водяной пар и газообразный кислород. В качестве однокомпонентного топлива применяется также гидразин. К основным преимуществам системы

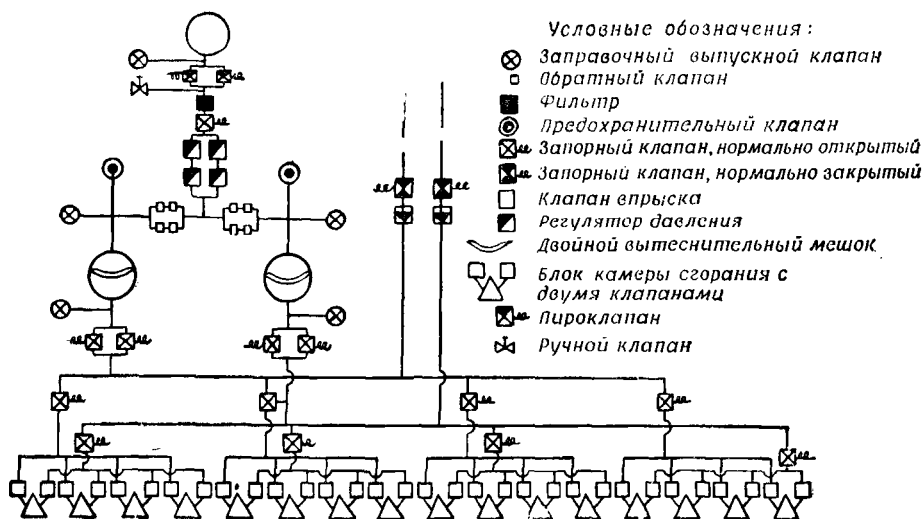


Рис. 33. Система управления на двухкомпонентном топливе с резервированием элементов

на однокомпонентном топливе относятся: сравнительная простота, высокая надежность и низкая температура газа. Система имеет только один топливный бак, одну систему трубопроводов, один клапан. Эти обстоятельства в совокупности с хорошей надежностью делают систему на однокомпонентном топливе наиболее предпочтительной до некоторых величин импульса. Однако по мере усложнения задач полета масса камер сгорания, системы трубопроводов и клапанов составляют все меньшую часть массы всей системы, поэтому более выгодно применять системы на двухкомпонентном топливе, которые обладают более высокими характеристиками.

В системах на двухкомпонентном топливе (рис. 33) в качестве горючего обычно используются вещества из семейства гидразинов, а в качестве окислителя — четырехокись азота. Это двухкомпонентное топливо развивает значительно больший импульс по сравне-

нию с однокомпонентным, который может быть увеличен за счет применения металлических гидридов в качестве высококалорийных топлив.

Элементом реактивной системы управления является двигатель с камерой сгорания, охлаждаемой путем излучения или абляционным способом. Для того чтобы температура внутренней стенки камеры, охлаждаемой излучением, не была чрезмерно высокой, стенки камеры делают очень тонкими. В качестве материалов для камер применяют тугоплавкие металлы, такие, как ниобий, молибден, тантал и вольфрам, или их сплавы. В иностранной печати указывается, что двигатели для отсека оборудования космического корабля «Аполлон» и лунного экспедиционного корабля, охлаждаемые излучением, изготовлены из сплава молибдена с добавлением титана. Стенки камеры с абляционным охлаждением изготовляются из тугоплавких материалов (фенольные и эпоксидные смолы). При охлаждении камеры сгорания путем абляции происходит пиролиз пластмассы. Подводимое к внутренним стенкам камеры сгорания тепло поглощается при пиролизе пластмассы, и на верхней необуглившейся части материала образуется пористая основа из обуглившейся пластмассы и тугоплавкого материала. Газообразные продукты пиролиза возвращаются через обуглившийся материал и попадают в пограничный слой у стенок камеры сгорания. Таким путем они создают защиту стенок камеры от дополнительного тепла, поступающего от горячих продуктов сгорания. По мере работы двигателя поверхность раздела между обуглившимся и необуглившимся материалом приближается к наружной поверхности камеры сгорания. Когда поверхность раздела достигает наружной стенки камеры, двигатель выходит из строя. Поэтому двигатель, охлаждаемый путем абляции, имеет ограниченный срок службы, зависящий от первоначальной толщины стенки камеры сгорания. Периодические включения и выключения двигателя являются более тяжелым режимом, чем непрерывная работа, так как между импульсами горячая обуглившаяся поверхность продолжает передавать тепло остальной массе материала.

Абляционный материал является хорошим изолятором, поэтому наружная поверхность двигателя во время работы остается относительно холодной. Следовательно, камеру сгорания с абляционным охлаждением можно расположить внутри корпуса возвращаемого корабля и она не будет подвергаться воздействию аэродинамического нагрева и аэродинамических сил.

Обуглившийся абляционный материал относительно мягкий. В критическом сечении сопла он не может выдержать воздействия высокоскоростного потока и касательных напряжений, поэтому в этом месте происходит унос массы материала, и площадь критического сечения постепенно увеличивается. Для устранения уноса массы необходимо применять прочные тугоплавкие вкладыши в сопле, что обеспечит постоянство площади критического сечения в течение всего срока службы камеры.

В комплекс двигателей реактивной системы управления входят также системы впрыска с помощью форсунок, которые осуществляют впрыск в камеру сгорания горючего и окислителя в нужном соотношении.

При выборе схемы космического корабля большое внимание уделяется надежности систем ориентации. Повышение надежности реактивной системы управления, как и любой другой сложной системы, достигается упрощением схем, и особенно сокращением числа последовательно включенных элементов. Однако если в системе могут быть использованы резервные элементы (тогда выход из строя одного из элементов не приведет к отказу), надежность системы значительно повысится. При проектировании реактивных систем управления для американских космических кораблей применяется как резервирование отдельных элементов, так и дублирование всей системы. В частности, отсек оборудования корабля «Аполлон» имеет четыре независимые системы, любые две из которых позволяют осуществить безопасное возвращение отсека оборудования, а отсек экипажа корабля имеет две полностью дублированные системы.

ГЛАВА 5

ДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ

Рассмотрим последовательность этапов полета космического корабля вокруг Земли и работу силовых установок при этом.

Современный космический корабль выводится с Земли на орбиту с необходимой скоростью с помощью ракеты-носителя. После отделения ракеты-носителя от корабля бортовые силовые установки могут использоваться для осуществления маневра корабля на установившейся орбите или для перехода на другую орбиту вокруг Земли. Когда необходимо прекратить полет, бортовая силовая установка используется для уменьшения скорости полета корабля, и корабль входит в плотные слои атмосферы с последующим уменьшением скорости полета вследствие аэродинамического сопротивления. В процессе входа в атмосферу необходимо управлять системой ориентации корабля и выдерживать траекторию полета, что обеспечит приземление в нужном районе. Силовая установка, предназначенная для ориентации корабля, называется системой реактивного управления. Маневренность корабля на орбите должна возрастать по мере усложнения задач орбитального полета (встреча и стыковка двух кораблей, непосредственное наблюдение за другими орбитальными аппаратами и полет над определенными районами земной поверхности).

В случае полета космического корабля с посадкой на Луну потребуется многократно включать и выключать силовые установки (рис. 34). В частности, после выведения ракетой-носителем космического корабля «Аполлон» на траекторию полета к Луне совершается первый из нескольких активных маневров — так называемый круговой разворот, при котором расположенные в хвостовой части корабля четыре двигателя системы реактивного управления включаются на короткий промежуток времени и отделяют отсеки экипажа и оборудования основного отсека от переходного устройства и отработавшей ракеты-носителя (рис. 35). По достижении необходимого расстояния между ними включаются расположенные в передней части корабля двигатели, которые уменьшают относительную скорость до нуля. Затем на некоторое время включаются двигатели, расположенные в хвостовой и передней частях корабля, и создают момент, вызывающий вращение. После поворота корабля

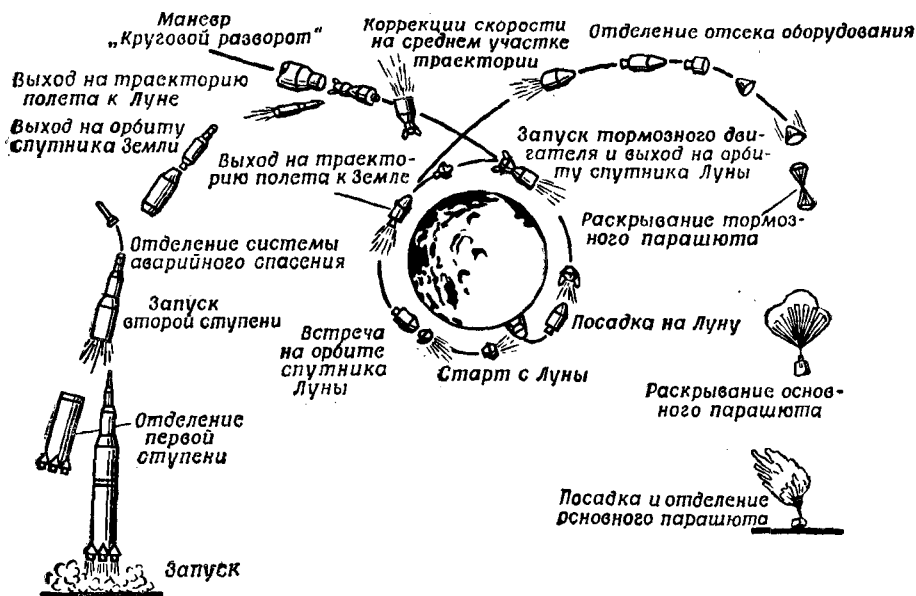


Рис. 34. Участки полета космического корабля с посадкой на Луну

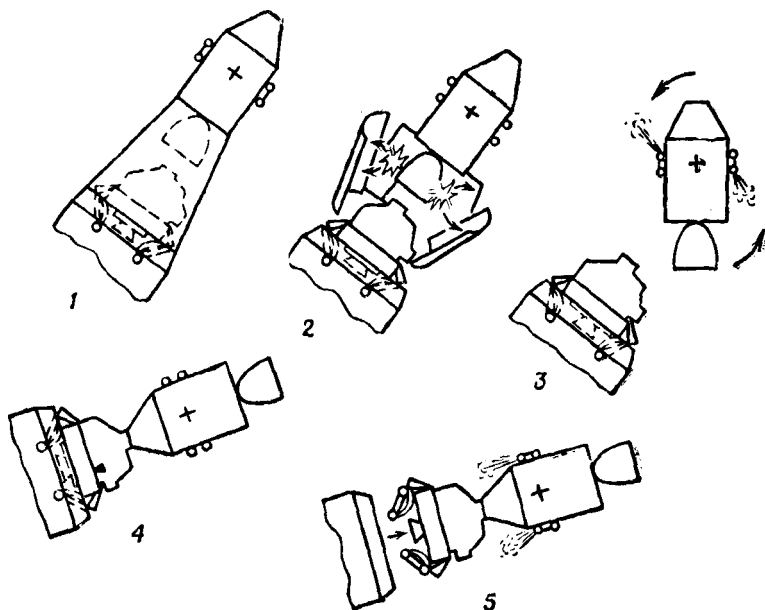


Рис. 35. Перестройка корабля «Аполлон»:

1 — выход на траекторию полета к Луне; 2 — отделение переходного отсека; 3 — свободный разворот; 4 — стыковка в развернутом положении; 5 — отделение корабля от ступени S-IVB

на 180° эти двигатели создают противоположный момент, который прекращает вращение. Затем двигатели, расположенные в хвостовой части космического корабля, включаются снова, чтобы осуществить сближение корабля с отсеком. При этом скорость и ориентация корабля регулируются соответствующими двигателями до тех пор, пока не произойдет плавное соединение с лунным экспедиционным кораблем. После завершения первого маневра стыковки составной космический корабль с помощью периодически включающихся четырех двигателей, расположенных в передней части корабля, удаляется от ракеты-носителя.

Космический корабль типа «Аполлон» снабжен семью различными силовыми системами, каждая из которых необходима для успешного завершения полета и выполняет различные функции. Каковы же особенности технических характеристик бортовых силовых установок космического корабля и требования к ним?

Прежде всего это необходимость совместимости установки с эксплуатационными условиями (вибрация и шум при запуске, аэродинамические нагрузки и нагрев, глубокий вакуум, состояние невесомости, широкий диапазон температур — от высоких вследствие нагрева солнечной радиацией до низких при потере тепла за счет излучения в глубоком космосе, поток излучения, влияние агрессивных топлив и др.).

Ракетная силовая установка космического корабля разделена на систему подачи топлива, которая осуществляет хранение топлива и подвод необходимого количества его к двигателю, и ракетный двигатель, в котором химическая энергия топлива преобразуется в тягу необходимой величины. Одним из наиболее употребимых параметров, характеризующих совершенство силовой установки, является удельный импульс — тяга, поделенная на массовый расход топлива. Массовый расход топлива зависит от геометрии двигателя, полного давления в камере сгорания, температуры продуктов сгорания и некоторых других факторов.

Для осуществления стыковки кораблей необходимо, чтобы ошибки в скорости были скорректированы изменением тяги силовой установки, прежде чем произойдет непосредственный контакт. В ином случае или не получится стыковка, или произойдет столкновение кораблей. Так как дальность обнаружения космических кораблей ограничивается возможностями бортового радиолокатора или других навигационных средств, необходимо осуществлять тщательный контроль за относительной скоростью сближения. Тяга двигателя должна обеспечить надежное уменьшение до нуля остаточных ошибок скорости на дальностях окончательного подхода к цели. Задача усложняется вследствие того, что каждый из стыкующихся кораблей или отсеков может иметь шесть составляющих скоростей: три поступательные и три вращательные. Для центровки стыковочных устройств необходимо установить определенное взаимное положение космических кораблей и, прежде чем произойдет стыковка, все шесть относительных скоростей привести к нулю.

Необходимость регулирования скорости космического корабля при подлете к лунной поверхности и посадке также обуславливает специфические требования к силовой установке. Для успешного выполнения задачи космический корабль должен иметь возможность гасить скорость, быстро набирать и терять высоту и перемещаться горизонтально над лунной поверхностью. Так как на эти маневры расходуется значительное количество топлива, время их выполнения должно быть сведено к минимуму.

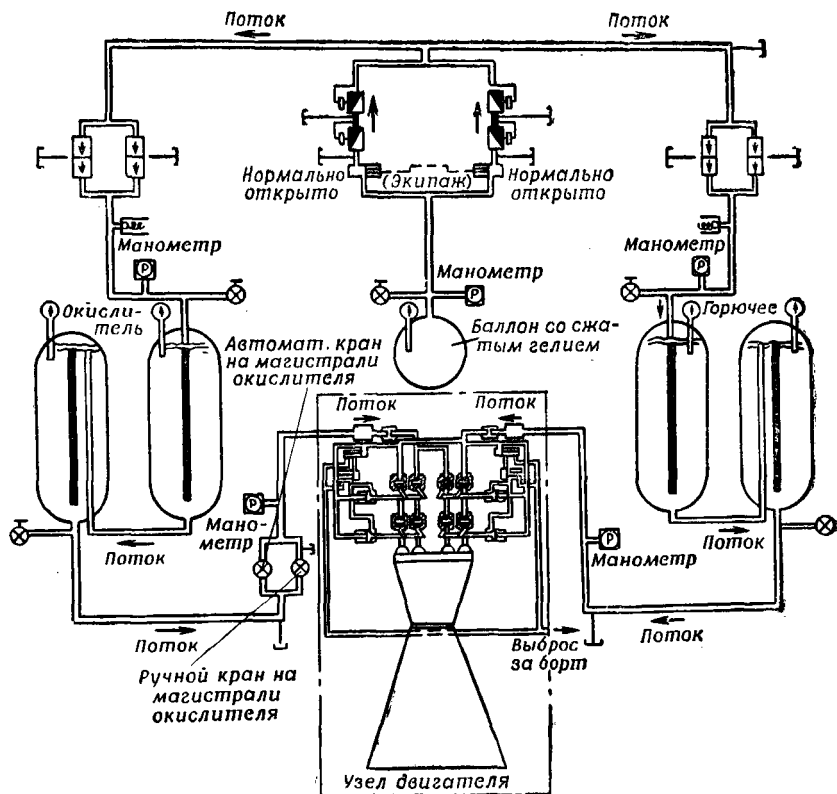


Рис. 36. Схема силовой установки отсека оборудования космического корабля «Аполлон» (стрелка и слово «поток» обозначают направления движения потоков газа и компонентов топлива)

В отсеке оборудования корабля «Аполлон» имеется система реактивного управления (рис. 36), которая состоит из шестнадцати двигателей, расположенных четырьмя группами по четыре двигателя в каждой равномерно по периметру корабля. Такое расположение двигателей позволяет осуществлять поступательное движение по всем трем осям и, кроме того, выполнять вращение относительно этих осей при включении только двух двигателей в каждой группе.

В процессе ориентации корабля или точной коррекции расход топлива значительно зависит от способа выполнения этих операций. При работе двигателя создается ускорение. Если для придания кораблю небольшой скорости и последующего ее гашения используется двигатель с коротким периодом работы, то расходуется небольшое количество топлива. Однако если двигатель работает в течение всего времени коррекции, то коррекция выполняется за минимальное время с максимальной скоростью, что приводит к максимальному расходу топлива. Размеры бортовой силовой установки космического корабля должны обеспечивать изменение скорости в полном диапазоне. Для полета корабля к Луне изменение скорости составляет несколько тысяч метров в секунду, а двигатель должен развивать тягу около 10 000 кгс. Однако для выполнения точной навигации и стыковки скорость космического корабля должна регулироваться до нескольких метров в секунду. Для такой точной коррекции скорости можно использовать двигатели реактивной системы управления, но их тяга должна быть небольшой, чтобы обеспечить минимальный импульс. Таким образом, для изменения скорости в полном диапазоне — от нескольких тысяч до десятых долей метра в секунду — необходимы двигатели с продолжительным временем работы и большой запас топлива, а также двигатель малой тяги, способный давать минимальный импульс.

Выбор силовой установки для космического корабля довольно сложен. Существует множество вариантов сочетания компонентов топлива, конструкций топливных баков, систем питания и многих других агрегатов.

В настоящее время в качестве основных двигателей силовых установок пилотируемых космических кораблей используются жидкостные ракетные двигатели. Двигатели твердого топлива большой тяги, ядерные силовые установки, электроракетные и двигатели других видов и схем имеют весьма ограниченное применение на современных кораблях.

ЖИДКОСТНЫЕ РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ (ЖРД)

Схема жидкостного ракетного двигателя приведена на рис. 37. Жидкое горючее и жидкий окислитель размещаются в отдельных баках и системой питания непрерывно подаются в камеру сгорания, где их смесь сгорает. Истекающие из сопла ракетного двигателя газы образуются исключительно за счет сгорания веществ, находящихся на самом летательном аппарате. Именно это обстоятельство делает работу ракетного двигателя независимой от окружающей атмосферы и во многом обуславливает применение этих двигателей на ракетах-носителях и космических летательных аппаратах.

Жидкостный ракетный двигатель был предложен впервые в 1903 г. знаменитым русским ученым и изобретателем К. Э. Циол-

ковским, который в журнале «Обозрение» опубликовал свой труд «Исследование мировых пространств реактивными приборами». В работе было подробно описано устройство ракеты и ее жидкостного ракетного двигателя. Схема двигателя и принцип некоторых решений, предложенные К. Э. Циолковским, остаются неизменными и для современных ЖРД.

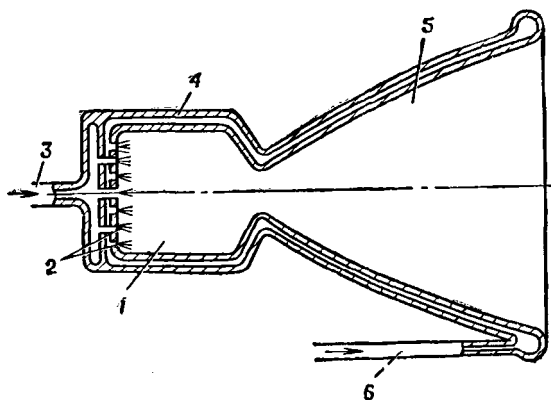


Рис. 37. Схема жидкостного ракетного двигателя:
1 — камера сгорания; 2 — форсунки; 3 — трубопровод подачи окислителя; 4 — рубашка охлаждения; 5 — сопло;
6 — трубопровод подачи горючего

В жидкостных ракетных двигателях топливо состоит из окислителя и горючего, которые обычно называются компонентами топлива. Горение топлива и расширение продуктов сгорания происходят в камере сгорания и реактивном сопле двигателя.

Горючее и окислитель подаются в камеру сгорания через топливные форсунки, размещенные на головке камеры. Топливо подается в камеру сгорания под давлением большим, чем давление в ней. Подача топлива осуществляется с помощью специальной системы (системы подачи), которая состоит из агрегата, создающего давление (баллон со сжатым воздухом или турбонасосный агрегат), а также трубопроводов с клапанами и регуляторами.

Термодинамический процесс ЖРД существенно отличается от термодинамического процесса, происходящего в реактивных двигателях других типов. Топливо должно поступать в камеру сгорания подготовленным для наиболее благоприятного протекания реакции горения. Это значит, что горючее и окислитель должны образовать возможно более однородную смесь. Для этого они с помощью форсунок распыляются на очень мелкие капли и перемешиваются в необходимой пропорции в камере сгорания. Вступая в химическую реакцию между собой, компоненты топлива воспламеняются и сгорают. При горении топлива химическая энергия, заключенная в нем, в значительной мере превращается в тепло,

увеличивая теплосодержание продуктов сгорания. Работа расширения затрачивается на увеличение скорости продуктов сгорания, истекающих из сопла, а следовательно, на создание тяги. Сила тяги двигателя зависит от количества газов, вытекающих из двигателя, и скорости их истечения относительно двигателя. Продукты сгорания интенсивно отдают тепло стенкам камеры сгорания и сопла. При этом камера сгорания сильно нагревается и ее необходимо охлаждать. Для этой цели используется охлаждающая рубашка. Один из компонентов, обычно горючее, перед поступлением в камеру сгорания проходит через каналы, образованные стенками камеры и рубашкой, и отводит тепло от стенок.

Жидкостные ракетные двигатели различаются по типу применяемых топлив, способу подачи компонентов топлива и назначению двигателя.

В ЖРД применяют топлива двух основных типов: унитарное и раздельной подачи. Унитарное жидкое топливо — это одно вещество (или раствор нескольких веществ), находящееся в подготовленном для сгорания (или разложения) виде. Это топливо можно назвать жидким порохом. Топливо раздельной подачи состоит из горючего и окислителя. Они подаются в камеру сгорания раздельно и смешиваются только в самой камере.

Процессы распыливания и смесеобразования в двигателях, в которых применяются эти топлива, значительно различаются между собой. В двигателях, работающих на унитарных топливах, компоненты, участвующие в реакции горения, смешиваются заранее, и в процессе распыливания топлива необходимо только более равномерно распределить его по поперечному сечению камеры сгорания. В двигателях раздельной подачи в процессе распыливания должно быть осуществлено тщательное перемешивание частиц горючего и окислителя, чтобы создались наилучшие условия для сгорания, а следовательно, и для возможно более полного выделения химической энергии топлива. В двигателях, работающих на унитарных топливах, более простая система подачи: используются один бак и одна система коммуникаций между баком и камерой сгорания. Однако создание совершенного унитарного топлива затруднено его взрывоопасностью.

Двигатели раздельной подачи классифицируются более детально по типу применяемого окислителя. Свойства окислителя в значительной степени определяют конструктивные особенности двигателя, а часто и возможность использования двигателя на конкретном летательном аппарате. При классификации двигатели обычно получают название по типу применяемого окислителя: кислородный, азотнокислотный и т. д. В настоящее время наиболее распространены кислородные и азотнокислотные двигатели.

Подача компонентов топлива в камеру сгорания ЖРД осуществляется в основном двумя способами: вытеснением компонентов из баков путем создания в них избыточного давления или подачей компонентов насосами.

Повысить давление в баках при вытеснительной подаче можно самыми разнообразными методами. Широко распространена система подачи, в которой компоненты вытесняются газом (воздухом, азотом, гелием) высокого давления. Работает эта система следующим образом (рис. 38). Из баллона газ проходит через редуктор, понижающий его давление до рабочего давления в баках, а затем поступает в баки с компонентами топлива. Сила давления газа вытесняет компоненты топлива в камеру сгорания.

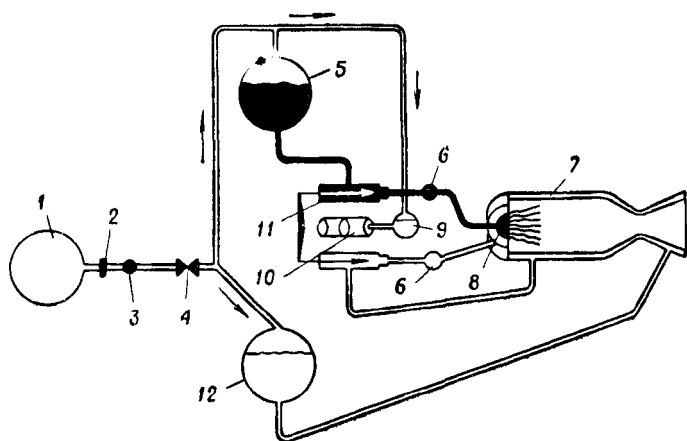


Рис. 38. Вытеснительная система подачи топлива в ЖРД:

1 — газовый баллон; 2 — вентиль баллона; 3 — газовый редуктор; 4 — пусковой клапан двигателя; 5 — бак с горючим; 6 — регулировочные насадки; 7 — камера сгорания; 8 — форсунки; 9 — гидравлический аккумулятор; 10 — силовой цилиндр; 11 — топливные клапаны; 12 — бак с окислителем

В ЖРД используется также насосная система подачи компонентов (рис. 39). В ней для привода насосов чаще всего применяется турбина. Турбина и насос размещаются в агрегате, который называется турбонасосным. Давление, развиваемое насосами, должно превышать давление в камере сгорания примерно на 10—20 атм (в зависимости от конструкции форсунок и сопротивления в охлаждающей системе). Мощность турбины, приводящей в движение насосы, достигает 5—8 л. с. на каждый килограмм прокачиваемой в секунду жидкости.

Рабочее тело, используемое для привода турбины, получают различными способами. Один из способов заключается в получении рабочего тела (парогаза) путем разложения концентрированной перекиси водорода или другого унитарного топлива. Этот способ является автономным и обеспечивает достаточно устойчивое и надежное питание турбины. Температура парогаза при разложении перекиси водорода обычно равна 400—700°С.

Недостатком такой насосной системы подачи топлива является то, что помимо основных компонентов топлива, необходимых для работы ЖРД, нужно иметь еще специальное топливо для работы

турбины. Чтобы устранить этот недостаток, в ряде конструкций ЖРД рабочее тело для привода турбины получают с помощью основных компонентов топлива двигателя. Для этой цели могут быть также использованы продукты сгорания твердого топлива.

По назначению ЖРД делятся на двигатели однократного действия и однократного пуска, которые применяются на различных ракетах и управляемых снарядах, и на двигатели многократного действия и многократного пуска, которые применяются на космических летательных аппаратах.

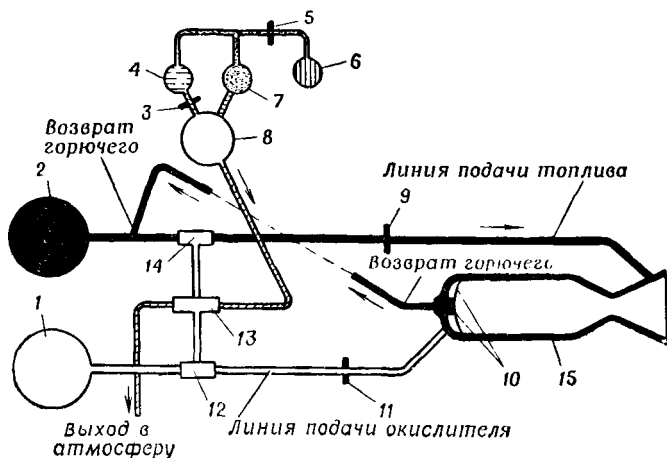


Рис. 39. Насосная система подачи топлива в ЖРД:

1 — бак с окислителем; 2 — бак с горючим; 3, 5 — клапаны; 4 — емкость, где находится разлагающийся химический состав; 6 — баллон сжатого газа; 7 — емкость для катализатора; 8 — парогазогенератор; 9 — перепускной клапан окислителя; 10 — форсунки горючего и окислителя; 11 — перепускной клапан окислителя; 12 — насос подачи окислителя; 13 — турбина; 14 — насос подачи горючего; 15 — камера сгорания

Наиболее ответственными этапами работы ЖРД являются запуск и останов.

Система запуска должна обеспечивать быстрое и безотказное воспламенение первых порций топлива и не должна допускать значительного повышения давления в камере сгорания при запуске. Даже небольшое запаздывание воспламенения приводит к накоплению в камере значительного количества топлива с огромным запасом энергии. Быстрое выделение ее может привести к взрыву компонентов топлива и разрушению двигательной установки летательного аппарата и самого аппарата. Процесс запуска обычно автоматизируется. Автоматика обеспечивает нужную последовательность всех операций во время запуска (например, запуск газогенератора для выработки парогаса, запуск турбонасосного агрегата, включение зажигания и т. д.). В случае какой-либо неисправности в системе запуска автоматика должна пре-

кратить запуск. Так, если не сработает зажигание, система автоматики не допустит поступления в камеру сгорания компонентов.

Зажигание ЖРД при запуске осуществляется тремя способами: пиротехническим, химическим и электрическим.

Пиротехническое зажигание производится с помощью специального пиропатрона, который горит в течение очень небольшого промежутка времени, образуя факел высокой температуры (2000°C). Этот факел поджигает топливо, подаваемое в камеру. Пиропатрон монтируется на головке камеры или вводится в камеру со стороны сопла на специальной держалке-вертушке. На вертушке по окружности симметрично располагаются три пиропатрона. При воспламенении пиропатронов вертушка начинает вращаться, камера заполняется газами высокой температуры, после чего в нее подается небольшое количество топлива, которое воспламеняется. Затем количество подаваемого топлива увеличивается. Для воспламенения пиропатронов обычно используют электрическую нить накаливания. Пиротехническое зажигание применяется в двигателях, развивающих тягу различной величины, одноразового и многократного действия, но однократного пуска.

Химическое зажигание применяется в двигателях, работающих на самовоспламеняющихся компонентах и развивающих тягу любых значений, однократного и многократного пуска. В этом случае в системе подачи ЖРД монтируется специальная пусковая система с самовоспламеняющимися компонентами. При запуске ЖРД вначале эти компоненты вырываются в камеру сгорания, самовоспламеняются и образуют очаг пламени. Только после этого в камеру сгорания подаются основные компоненты топлива. Такой двигатель менее опасен в эксплуатации и дешевле, чем ЖРД, работающий только на самовоспламеняющихся компонентах.

Электрическое зажигание (с помощью искровой свечи) применяется в двигателях с небольшой тягой и в малых экспериментальных двигателях, предназначенных для стендовых испытаний. Недостатком этого способа зажигания является сравнительно малая тепловая мощность свечи. Кроме того, для обеспечения электрического зажигания требуется источник электроэнергии, который не всегда удастся разместить на летательном аппарате.

Останов ЖРД может быть вызван или полной выработкой топлива из баков, или закрытием клапанов, перекрывающих доступ компонентам топлива в камеру сгорания. Эти клапаны называются отсечными. После останова двигателя закрытием отсечных клапанов в камеру сгорания поступает некоторое количество топлива из трубопроводов, расположенных между отсечными клапанами и форсунками. Для обеспечения безопасности работы это топливо выдувается из камеры сжатым газом.

Жидкостные ракетные двигатели, как уже указывалось, могут работать на любой высоте в атмосфере и в безвоздушном пространстве. Они дают возможность получать большие тяги при малой массе и габаритах.

Современные ЖРД применяются для баллистических ракет, зенитных ракет, космических летательных аппаратов. Применяются они также в авиационных ракетах для стрельбы по наземным целям (ракеты класса «воздух — земля») и воздушным целям (ракеты класса «воздух — воздух»).

Конструктивное выполнение ЖРД в большой степени определяется их назначением. Эти двигатели бывают однокамерными или многокамерными.

Для того чтобы получить необходимые скорости космических летательных аппаратов и баллистических ракет, нужно затратить огромную энергию, которая получается в результате сгорания большого количества топлива. Причем для получения больших скоростей ракета-носитель должна иметь и большой запас топлива, а следовательно, и начальную (стартовую) массу. Для уменьшения стартовой массы ракет-носителей их выполняют составными (ступенчатыми). Каждая ступень имеет свои ЖРД и баки для топлива.

При запуске двухступенчатой ракеты сначала включается двигатель первой ступени, который разгоняет ракету до определенной скорости. После израсходования топлива первой ступени она отделяется от ракеты, включается двигатель второй ступени, разгоняющий ракету до конечной скорости. Таким образом, в этой ракете до конечной скорости разгоняется только вторая ступень, а в одноступенчатой — вся ракета. Поэтому затраты топлива для сообщения полезному грузу конечной скорости в двухступенчатой ракете меньше, чем в одноступенчатой. Следовательно, при одинаковых полезной массе и дальности полета начальная масса составной ракеты меньше начальной массы одноступенчатой ракеты.

В частности, для космического корабля «Аполлон» в качестве ракеты-носителя используется трехступенчатая ракета «Сатурн». Первая ступень ракеты снабжена пятью ЖРД с тягой по 690 тс каждый. В качестве окислителя на первой ступени используется кислород, в качестве горючего — керосин. Вторая ступень ракеты имеет пять ЖРД с общей тягой 527 — 499 тс. В качестве окислителя на второй, а также и на третьей ступени используется кислород, в качестве горючего — водород. На третьей ступени установлен ЖРД с тягой 94 — 80,2 тс.

На рис. 40 показана схема одного из ЖРД первой ступени. Двигательная установка этой ступени состоит из пяти камер сгорания, четыре из которых устанавливаются шарнирно по окружности и одна жестко в центре. Каждая камера сгорания выполнена из двух рядов стальных профилированных трубок. Головка единичного двигателя имеет форсунки для подачи горючего и окислителя. Система охлаждения камеры сгорания регенеративная. Горючее от турбонасосного агрегата (ТНА) поступает по внутреннему ряду трубок к соплу и возвращается по внешнему ряду трубок в головку двигателя, где по радиально расположенным каналам подводится к форсункам. Температура газов, образующихся при сгорании компонентов топлива в камере сгорания, более 3000° С.

Реактивное сопло имеет колоколообразную форму. Стенки сопла, как и стенки камеры сгорания, выполнены из двух рядов трубок. Сопло охлаждается горючим.

Турбонасосный агрегат имеет насос окислителя и насос горючего. Мощность его турбины 60 000 л.с. Диаметр турбонасосного агрегата 1,22 м, масса 1270 кг. Запуск ТНА осуществляется с помощью стартера.

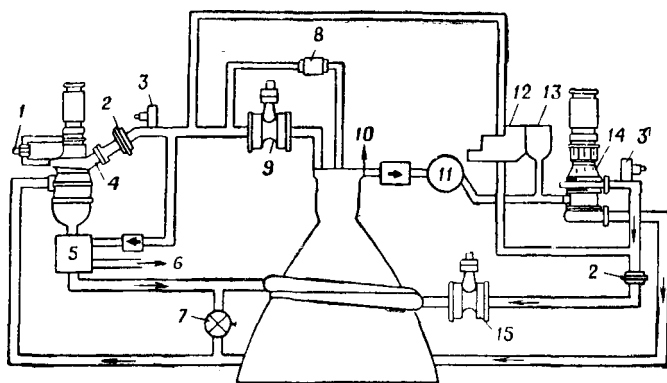


Рис. 40. Схема ЖРД «Рокетдайн» ракеты «Сатурн-5»:

1 — дискретный регулятор опорожнения баков; 2 — расходомеры; 3 — клапаны перепуска топлива для охлаждения магистралей подачи; 4 — насос жидкого кислорода; 5 — теплообменник; 6 — кислород для наддува бака; 7 — переключательный клапан; 8 — клапан подачи окислителя в воспламенительное устройство; 9 — основной клапан окислителя; 10 — водород для наддува бака; 11 — бак с газообразным водородом; 12 — клапаны газогенератора; 13 — газогенератор; 14 — насос жидкого водорода; 15 — основной клапан горючего

Газогенератор ТНА работает на основном топливе с избытком горючего и расходует 2% общего расхода топлива двигателем. Для воспламенения топлива в газогенераторе используются запальные свечи. В системе зажигания основной камеры двигателя используется триэтиладюмний в сочетании с жидким кислородом.

Топлива жидкостных ракетных двигателей

Как указывалось, топливо для ЖРД состоит из двух компонентов: окислителя и горючего.

Окислителями называются вещества или смеси веществ, в составе которых преобладают окислительные элементы. Масса окислителя равна примерно 2/3 массы всего топлива.

Горючими называются вещества или смеси веществ, в составе которых преобладают горючие элементы.

Окислители ракетных топлив делятся на две группы: низкокипящие и высококипящие. Из низкокипящих окислителей в настоящее время практическое применение имеет жидкий кислород. В стадии исследований находятся жидкий фтор и озон. Из высоко-

кипящих окислителей широко употребляются смеси азотной кислоты, тетранитрометан, четырехокись азота, перекись водорода. Анализируются возможности применения хлорной кислоты и некоторых соединений хлора.

Жидкий кислород получают путем последовательного сжижения воздуха и отделения от него азота и других газов, входящих в состав земной атмосферы. Чистый кислород ни в газообразном, ни в жидком состоянии не взрывается, однако смеси его с небольшими количествами горючих веществ способны взрываться даже от весьма слабых импульсов. Поэтому емкости, трубопроводы и арматура как для жидкого, так и для газообразного кислорода должны быть тщательно обезжирены.

Для уменьшения потерь жидкий кислород хранится и транспортируется в специальной теплоизоляционной таре. Различные металлы ведут себя при температуре жидкого кислорода по-разному. Медь, латунь, алюминий и его сплавы, легированные стали практически не меняют своих свойств и, следовательно, могут применяться для изготовления емкостей, трубопроводов и арматуры под жидкий кислород. Черные металлы теряют вязкость и становятся очень хрупкими. В качестве прокладочных материалов в аппаратуре для жидкого кислорода применяются материалы, незначительно изменяющие свою эластичность при низкой температуре.

Жидкий озон имеет темно-синий цвет. Озон является неустойчивым веществом, склонным к взрывному разложению под действием внешних импульсов, причем склонность эта возрастает при наличии различных примесей. Взрывоопасность озона уменьшается по мере разбавления его кислородом, в котором он хорошо растворяется. Температура кипения озона минус 112°C , а кислорода минус 183°C , поэтому такой раствор при хранении расслаивается — образуются два слоя, из которых нижний имеет высокую концентрацию озона и весьма взрывоопасен.

Озон обладает высокой химической активностью. Многие органические вещества при контакте с ним самовоспламеняются, а металлы (все, кроме золота, платины и иридия) быстро окисляются.

Озон принадлежит к сильнотоксичным веществам.

Жидкий фтор окрашен в ярко-желтый цвет и является наиболее активным окислительным элементом. Стальные и медные трубопроводы под действием газообразного фтора покрываются с внутренней стороны тонкой, но достаточно прочной пленкой фторида металла, препятствующей дальнейшему его разрушению. Однако на изгибах трубопроводов пленка фторида металла растрескивается в порошок и уносится потоком фтора. Наименее подвержены эрозионному действию фтора никель и некоторые сплавы. Медленнее других реагируют с фтором медь и алюминий. Фтор также является высокотоксичным веществом.

Горючие ракетных топлив. В качестве горючего для ЖРД применяются водород, аммиак, амины, гидразин, диметилгидразин, спирты и керосин. Рассмотрим некоторые из них.

Водород является одним из перспективных горючих. Газообразный водород представляет собой легкий газ без цвета и запаха. При повышенной температуре он легко проникает через стекло, кварц и некоторые металлы. Жидкий водород — бесцветная, легкоподвижная, прозрачная жидкость.

В чистом виде водород невзрывоопасен. Однако смеси его с кислородом и воздухом в широком диапазоне соотношений способны взрываться от воздействия теплового или электрического импульса. Температура кипения водорода — 252°C , а температура замерзания — $259,2^{\circ}\text{C}$. Так как критическая температура водорода очень низка, хранить его в жидком виде можно только при дренажировании емкостей. Водород нетоксичен, но вдыхание его в больших количествах может привести к удушью.

Гидразин является производным аммиака. Он представляет собой бесцветную, прозрачную, гигроскопичную жидкость с характерным аммиачным запахом и легко разлагается под влиянием различных катализаторов (уголь, асбест) или при нагревании. При нагревании до 230°C происходит взрыв гидразина. Температура вспышки на воздухе равна 38°C . Гидразин хорошо смешивается с водой, спиртами, аммиаком. Смесь гидразина с диметилгидразином применяется в качестве горючего для ракетных топлив.

Гидразин обладает коррозионной активностью. Стойкими к нему являются алюминий и его сплавы, а также нержавеющие стали. В качестве прокладочного материала можно использовать полиэтилен.

Гидразин токсичен, действует на слизистую оболочку глаз и может вызвать временную слепоту.

Горючие на основе нефтепродуктов. Нефть является наиболее мощным природным источником углеводородных горючих. В ракетных двигателях используются керосиновые фракции нефти. Для улучшения физико-химических, энергетических и охлаждающих свойств керосиновые фракции подвергают различной обработке. Горючие на основе нефтепродуктов коррозионно пассивны, нетоксичны и безопасны в обращении.

ДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ КОМПЛЕКСА «АПОЛЛОН» И ОРБИТАЛЬНОГО САМОЛЕТА

Некоторые особенности проектирования и доводки двигательных установок с ЖРД для современных КК можно проиллюстрировать на примере КК «Аполлон» (рис. 41).

При создании двигательных установок этого корабля были выдвинуты жесткие требования к ним, в частности длительное хранение и работа их в условиях космоса и невесомости без утечек топлива, длительная совместимость материалов и эксплуатация двигательных установок в широком диапазоне режимов. Расчетные пределы по давлению в камере сгорания, составу смеси и температуре компонентов выбирались с учетом возможного отказа

некоторых узлов и пребывания в космосе сверх заданного срока. В процессе испытаний и доводки двигателей проводились исследования по насыщению топливных компонентов различным количеством гелия, который может растворяться в них и вызывать низкочастотные пульсации в камере и топливопроводах, опасные для двигателя. Длительной доводки потребовали камеры с новой абляционной системой защиты. Регенеративная же система охлаждения камеры не обеспечивала необходимого теплоотвода в

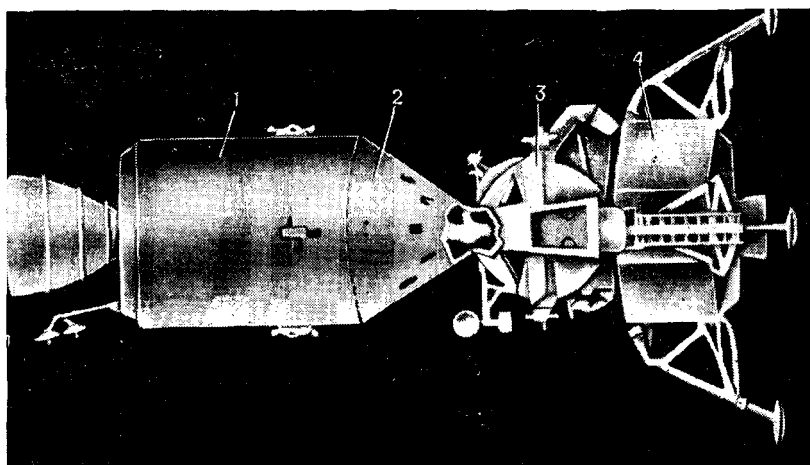


Рис. 41. Космический корабль «Аполлон» (рисунок):

1 — двигательный отсек; 2 — отсек экипажа; 3 — взлетная ступень лунной кабины;
4 — посадочная ступень лунной кабины

двигателях регулируемой тяги посадочной ступени лунного корабля. Особую заботу и трудности вызывало неустойчивое горение, в частности, в первоначальном варианте двигателей служебного отсека и взлетной ступени лунного корабля, которые не имели стабилизаторов пламени, в результате чего в камерах сгорания возникали высокочастотные пульсации. Поэтому современные двигатели служебного (двигательного, вспомогательного) отсека имеют форсуночную головку с пятистоечным кольцевым стабилизатором, а головка ЖРД взлетной ступени снабжена трехстоечным стабилизатором с центральным кольцом. Сложной также была доводка вытеснительной системы подачи горючего, особенно в связи с коррозией, возникающей при действии напряжений в титановых баках горючего, а также совместимостью материалов и топливных компонентов. Были случаи разрушения баков при расчетных нагрузках из-за действия коррозии. Наиболее сильные разрушения происходили при соприкосновении титана с четырехокисью азота (окислитель). Но если в нее добавить окись азота, то разрушения баков не происходит (коррозия не возникает при

наличии окиси азота). Наиболее агрессивными оказались также имитирующие и промывочные жидкости (метилловый спирт).

Кроме того, оказалось, что многие материалы, которые считались совместимыми, имеют ограниченный срок службы. Были обнаружены утечки топлива во фланцевых уплотнениях, уплотнениях выходных отверстий баков и других местах. Наиболее неблагоприятным оказалось воздействие паров четырехокси азота при наличии влаги, которой в космосе не существует, однако это воздействие возможно на пусковой установке, так как системы заполняются за восемь суток до запуска корабля. Все двигательные установки лунного корабля и основного отсека, состоящего из вспомогательного двигательного отсека (отсека оборудования) и отсека экипажа, работают на одном топливе. Горючим является смесь диметилгидразина с гидразином, окислителем — четырехокись азота. Запуск двигателей осуществляется в результате контакта этих компонентов, которые самовоспламеняются. Топливные баки наддуваются гелием, а на двигателях применяется вытеснительная система подачи горючего и окислителя. Такая система подачи выбрана для уменьшения сложности конструкции двигателя (отсутствие насосов, движущихся частей, дополнительных регуляторов) и для повышения надежности его работы.

Тяга двигательной установки вспомогательного служебного отсека используется для коррекции траектории при полете к Луне, выхода на орбиту вокруг Луны, перехода на траекторию полета к Земле и коррекции траектории при возвращении на Землю. Эта установка состоит из баков окислителя и горючего, баллона с гелием и различных регулирующих клапанов и систем. Используемый для вытеснения компонентов гелий находится в двух сферических баллонах при начальном давлении 220 атм. При выключении двигателя гелиевая система изолируется от баков горючего и окислителя двумя клапанами. Теплообменники подогревают гелий примерно до температуры компонентов в баках.

Тяга двигательной установки лунного корабля используется для посадки лунного корабля на поверхность Луны (рис. 42). Эта установка имеет дросселируемый ЖРД. Компоненты топлива вытесняются также гелием, находящимся в сверхкритическом состоянии в криогенном баллоне. Горючее и окислитель находятся в параллельно расположенных баках. Баки снабжены колодцами для предотвращения перерывов подачи компонентов при нулевых и отрицательных перегрузках. ЖРД установлен на шарнире.

Двигательная установка взлетной ступени обеспечивает тягу для взлета с поверхности Луны и встречи взлетной ступени лунного корабля с командным и служебным (основным) отсеком корабля. Гелий содержится в отсеке в двух баллонах, а каждый топливный компонент содержится в сферическом баке, снабженном противозавихрительными устройствами и колодцами для обеспечения питания при различных перегрузках. ЖРД установлен без шарниров, управление вектором тяги обеспечивается системой ориентации. При создании этой установки большое внима-

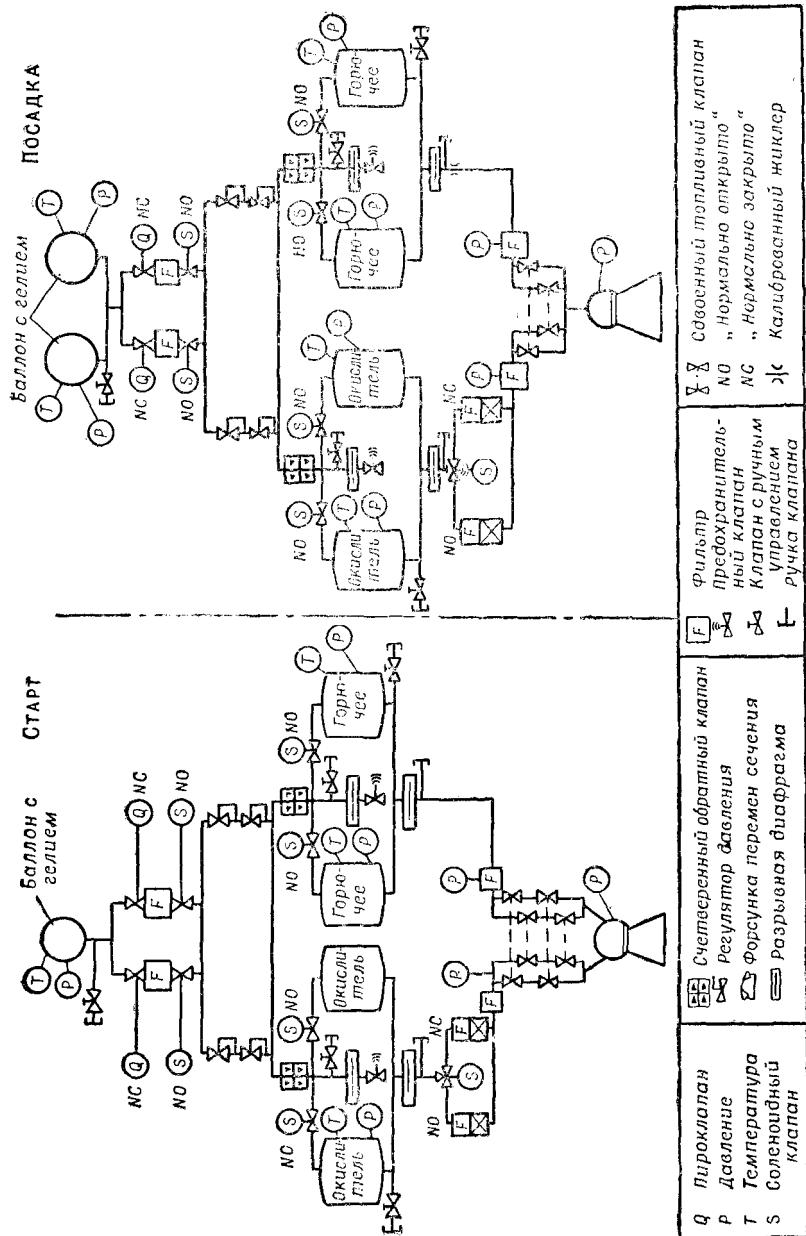


Рис. 42. Схематическое изображение силовых установок лунного модуля корабля «Аполлон»

ние уделялось скорости реакции двигателя посадочной ступени на перемещение дросселя, «забросу» тяги при запуске двигателя и согласованности динамических характеристик двигателя и системы управления. От этого зависит управляемость лунного корабля при маневрах на снижении и посадке на Луну.

В настоящее время рассматривается вопрос, каким должен быть двигатель не только для ракеты-носителя, но и для будущего орбитального самолета. Предлагается жидкостный ракетный двигатель на криогенных компонентах топлива с тягой 123,5 тс. В процессе испытаний модели этого двигателя проверялись камеры сгорания с испарительным и регенеративным методами охлаждения. Для дальнейших работ выбраны камеры с испарительным методом охлаждения, поскольку эта система охлаждения более проста и обеспечивает большой ресурс работы двигателя.

В двигателе имеется ТНА низкого и ТНА высокого давления. Насосы низкого давления приводятся в движение водородом, который сначала используется в качестве охладителя основного сопла, а затем расширяется в турбинах. Насосы высокого давления приводятся в движение продуктами сгорания водорода в предкамере. Все горючее, за исключением небольшого количества, используемого для охлаждения и баланса тяги, сжигается в предкамере приблизительно с 15% кислорода. Обогащенные горючим продукты сгорания, имеющие умеренную температуру, вначале расширяются на основных турбинах, которые вращают насосы высокого давления, а затем эти продукты дожигаются с остальной частью окислителя в основной камере сгорания.

Для охлаждения стенок основной камеры сгорания используется испарение небольшого количества водорода, поступающего вдоль теплонапряженной стороны стенки (рис. 43). Основное сопло регенеративно охлаждается водородом, протекающим через трубчатые каналы теплообменника. В объем перед основной распылительной головкой через трубопровод отбора водорода на основном сопле подается водород для испарительного охлаждения основной камеры сгорания. Остальная часть охладителя основного сопла используется в качестве рабочего тела для привода насосов низкого давления. Затем охладитель смешивается перед основной головкой с рабочим телом турбин высокого давления и подается в основную камеру сгорания.

Двигатели орбитальной ступени отличаются от двигателей разгонной ступени лишь большим удлинением сопла, необходимым для повышения к. п. д. двигателя при работе на больших высотах. Масса двигателей разгонной ступени равна примерно 3150 кг, орбитальной ступени — 3700 кг, а удельный импульс соответственно — 442 и 465 с. Запуск двигателей является рассчитанной по времени операцией с опережением поступления окислителя в воспламенитель и предкамеру для обеспечения надежного воспламенения топлива. Для обеспечения нормального расхода окислителя в жидкой фазе и предотвращения резкого повышения температуры на турбине из-за изменения фазового состояния окислителя по-

лость окислителя головки предкамеры заполняется до открытия отсечного клапана горючим.

Работой основной ступени двигателя управляют четыре клапана-регулятора: предкамерный клапан горючего, предкамерный клапан окислителя, основной клапан окислителя и клапан испарительной системы охлаждения. Для обеспечения безопасности

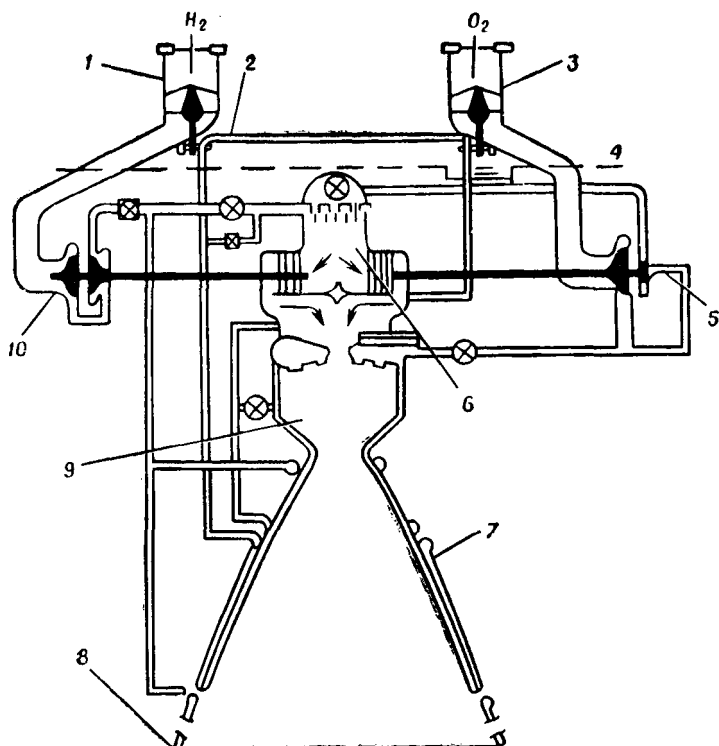


Рис. 43. Расположение узлов:

1 — ТНА горючего низкого давления; 2 — рабочее тело турбин низкого давления; 3 — ТНА окислителя низкого давления; 4 — плоскость карданного подвеса; 5 — ТНА окислителя высокого давления; 6 — предкамера; 7 — регенеративно охлаждаемое основное сопло; 8 — проточно охлаждаемое сопло; 9 — основная камера с испарительным охлаждением; 10 — ТНА горючего высокого давления

работы всех узлов постоянно работают контуры замкнутого регулирования. При отсечке топлива сначала закрывается предкамерный клапан окислителя, затем перекрывается система подачи горючего.

Первый запуск двигателя предполагается осуществить до полного определения конструкции самолета; при этом планируют, что двигатель будет обладать определенной гибкостью, что позволит устанавливать его и на разгонной, и на орбитальной ступени.

Двигатели разгонной ступени будут запускать в условиях, соответствующих условиям на уровне моря. Любое увеличение массы орбитального самолета должно, очевидно, сопровождаться соответствующим повышением тяги двигателя на Земле. Полагают, что при увеличении площади прохода в турбине в пределах существующего класса лопаток соплового аппарата и при увеличении диаметра критического сопла на 6,35 мм тяга двигателя может быть увеличена до 272,4 тс.

Двигатели орбитальной ступени должны запускаться в различных условиях, которые зависят от того, запускаются двигатели до разделения ступеней или после, в нормальных условиях или в аварийной ситуации. Для получения удовлетворительного запуска в условиях невесомости окислитель подается в двигатель с начальным небольшим ускорением, что обеспечивает максимальное время нахождения топлива в зоне горения и гарантирует надежный запуск.

Для полетов к планетам Солнечной системы на космических летательных аппаратах предполагается использовать ЖРД, работающий на фториде кислорода и диборане. Применение таких ЖРД явится одним из путей увеличения полезной нагрузки. При двадцати запусках срок службы двигателя — десять лет. Считается, что при сравнительно низком давлении в камере сгорания, а также при достаточно широком диапазоне температур, в котором оба компонента топлива находятся в жидком состоянии, упрощается хранение компонентов в условиях длительного космического полета. Вместе с тем благодаря низкому давлению в ЖРД будет возможно применение не насосной, а вытеснительной системы подачи, что значительно упростит его конструкцию и повысит надежность. Продолжительность работы двигательной установки при полете к Марсу должна составлять 1066 с, к Юпитеру — 1074 с. За это время будет осуществлено 4 — 5 включений двигателя, которые обеспечат корректировку траектории полета и перевод космического корабля на орбиту искусственного спутника планеты.

РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ ТВЕРДОГО ТОПЛИВА (РДТТ)

Ракетные двигатели твердого топлива (рис. 44) широко применяются на космических кораблях. В качестве топлива в них используется пороховой заряд, который помещается внутри камеры сгорания в заранее заданной форме. Основной отличительной чертой двигателя твердого топлива является простота конструкции, обусловленная отсутствием таких движущихся частей, как клапаны, турбонасосный агрегат и т. д. После запуска двигателя твердого топлива горение обычно протекает до тех пор, пока не сгорит все топливо. Другой особенностью этого двигателя является то, что закон изменения тяги для него заранее определен и практически не поддается регулированию без весьма сложных устройств.

Двигатели твердого топлива целесообразно применять для создания в течение короткого времени большой тяги (например, в

системе аварийного отделения при старте). На американском спутнике «Меркурий» одна из ответственных функций — уход с орбиты — выполнялась с помощью двигателя твердого топлива. Диапазон применения двигателей твердого топлива широк: от двигателей с весьма малым импульсом, применяемых для стабилизации корабля вращением или для отделения ступеней, до двигателей среднего и большого размера — ускорителей баллистических ракет типа «Минитмен».

Твердое топливо по внешнему виду обычно напоминает резину или мягкую пластмассу. В состав топлива входят все вещества, необходимые для поддержания горения.

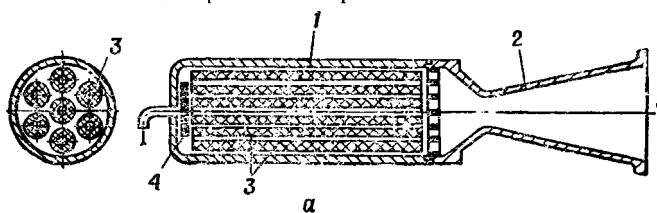


Рис. 44. Схема ракетного двигателя твердого топлива:

1 — камера сгорания; 2 — выхлопное сопло; 3 — твердое топливо;
4 — воспламенитель

В пороховой ракетной смеси окислитель и горючее представляют собой тщательно перемешанные, обычно порошкообразные, соединения. В некоторых случаях при изготовлении топлива в жидкое горючее добавляют порошок окислителя, смесь хорошо перемешивают, выливают в соответствующую форму и дают ей возможность остыть или затвердеть.

В других случаях застывшая смесь горючего и порошкообразного окислителя дробится, прессуется, а затем штампуется для придания пороховому заряду требуемой формы.

Обычные пороховые смеси имеют удельный импульс 220—250 с. При добавлении высококалорийных металлических элементов можно увеличить удельный импульс на 10—20 с. Однако, как указывается в иностранной печати, иногда это приводит к эрозии сопла и даже к резкому кратковременному повышению давления в камере сгорания, которое может привести к разрушению двигателя.

Как известно, силой тяги ракетного двигателя является реакция, возникающая в конструкции двигателя в результате истечения из его сопла продуктов сгорания. Количество движения определяется как произведение массы на скорость.

Площадь поверхности горения заряда является одним из определяющих параметров в характеристике РДТТ. Поддерживая постоянной площадь поверхности горения заряда, создают максимально допустимое давление в камере сгорания, а следовательно, и обеспечивают тягу в течение всей работы двигателя. Пороховые заряды могут быть торцевого, внешнего или внутреннего горения. Заряды торцевого горения горят только в направлении, параллель-

ном продольной оси, заряды внешнего горения (стержневые) — только по наружной поверхности, заряды внутреннего горения (трубчатые) — только по внутренней поверхности канала.

Заряд торцевого горения заполняет всю цилиндрическую часть камеры сгорания, открытым остается только его задний торец. При такой конструкции заряда объемное заполнение камеры сгорания достигает 100% и площадь поверхности горения всегда постоянна. Однако недостаток зарядов с торцевым горением заключается в том, что они создают относительно небольшую тягу. Если отношение длины заряда к его диаметру больше единицы, то тяга определяется площадью поперечного сечения заряда. Тягу можно повысить, увеличив диаметр камеры. Однако при этом существенно возрастет аэродинамическое сопротивление. Кроме того, при зарядах торцевого горения для защиты стенок камеры от перегрева горячими продуктами сгорания необходимо вводить теплоизоляцию или увеличивать толщину стенок камеры.

Стержневой заряд представляет собой обычный брусок топлива с горением по внешней поверхности. Вследствие большой площади поверхности горения стержневой заряд создает большую тягу, чем заряд торцевого горения. Недостаток этой конструкции РДТТ заключается в том, что стенки камеры не защищены от действия газов с высокой температурой. Помимо этого, стержневой заряд имеет тенденцию к провисанию или осадке до начала горения, волнообразному искривлению при горении и разрушению непосредственно перед концом горения.

Трубчатый заряд. Во избежание деформации заряда и перегрева стенок камеры сгорания применяются заряды трубчатой формы с горением по внутренней поверхности. У такого заряда продолжительность горения и степень объемного заполнения камеры сгорания такие же, как у стержневого заряда. При трубчатом заряде не предусматривается специально теплозащита стенок камеры сгорания и не деформируется форма заряда. Однако в этом случае стенки камеры сгорания необходимо рассчитывать на максимальное давление, соответствующее максимальной площади поверхности горения.

Применяются комбинированные трубчато-стержневые заряды и заряды с каналом звездообразного сечения.

Конструкция камеры сгорания обычно представляет собой тонкостенный цилиндрический сосуд, работающий при высоких давлениях. Корпус камеры сгорания изготавливается в основном из стальных сплавов, а в последние годы широко применяется титан и стекловолокно, но, как указывается в иностранной печати, для космических кораблей применяются для большей надежности только стальные сплавы.

В двигателях с большим временем горения заряда переднюю и заднюю части камер сгорания покрывают асбестом или резиной, которые обладают хорошими теплоизолирующими свойствами. Если применяются крупные заряды или двигатель подвергается воздействию значительных температурных градиентов, вызываю-

щих большую кривизну заряда, изоляцию делают из двух частей, соединенных специальным кожухом. Этот кожух крепится к стенке камеры сгорания на некотором расстоянии от нее, что позволяет заряду изменять размеры под воздействием температуры, не вызывая напряжений в конструкции.

Сопла двигателя обычно выполняются из стали с графитовым вкладышем в критическом сечении. В конструкции сопла используются уплотнительные кольца, препятствующие утечке газов в стыке между фланцем сгорания и соплом. Расширяющаяся часть сопла изготавливается из абляционного материала.

Воспламенитель должен создать на поверхности заряда температуру выше температуры воспламенения заряда и поднять давление в камере сгорания выше минимального давления, необходимого для устойчивого горения. Для воспламенения поверхности топлива необходимо некоторое время, в течение которого к нему должно подводиться тепло. Подвод тепла должен продолжаться до тех пор, пока скорость отвода тепла от поверхности заряда вследствие теплопередачи не станет меньше скорости подвода тепла в результате экзотермических реакций. Если это условие не выполняется, то топливо не воспламенится. Чем меньше давление в камере сгорания, тем дольше не произойдет воспламенение. Воспламенитель должен обеспечить ровный и быстрый характер изменения давления до уровня устойчивого горения. Слишком быстрое воспламенение может привести к появлению начального тока давления, резким ударам и растрескиванию заряда. Если же давление недостаточно, то могут иметь место затяжные вспышки, срывы и заряд может вообще не воспламениться.

Применяются два типа воспламенителей: пиротехнические и газогенераторные. В пиротехнических воспламенителях применяется состав в виде гранул из смеси металлов и окислителей. Воспламенитель поджигается пиропатроном, который затем воспламеняет вспомогательный заряд, обычно представляющий собой мелко-размолотый пиротехнический состав.

Газогенераторный воспламенитель представляет собой по существу малый ракетный двигатель и применяется для запуска основного двигателя. В газогенераторе имеется небольшой пиротехнический воспламенитель для поджига топливного заряда, обладающего хорошей воспламеняемостью и вырабатывающего большое количество газа. Малый двигатель работает при очень высоком давлении, истекающие из сопла газы воспламеняют основной заряд ракетного двигателя.

Примером одного из мощных РДТТ является двигатель для ракеты «Титан» (рис. 45). Тяга его равна 450—553 тс, время горения топливного заряда — 100—120 с, длина — 25 м, масса — 250 т. Топливный заряд цилиндрический, трубчато-щелевой с горением в каждой секции изнутри и с торцов, толщина топливного свода 900 мм. Корпус двигателя стальной, внутренняя поверхность его имеет резиноподобную изоляцию, которая покрыта клеящим материалом.

Длина сопла двигателя 3 м, диаметр выходного сечения сопла 2,7 м. В качестве воспламенителя основного заряда в этом двигателе применяются небольшие запальные РДТТ. Вектор тяги регулируется впрыском в сопло жидкой четырехокси азота, подаваемой под давлением. Для отсечки тяги используются два отверстия в передней крышке двигателя (они открываются при отсечке). На ракете «Титан-3С» устанавливаются два таких мощных боковых двигателя.

Для космических ракет в США в качестве силовой установки первой ступени предусматривается использовать ракетный двигатель твердого топлива с тягой 1360 тс, временем горения 60 с и массой топлива 318 т. Диаметр такого двигателя 4 м, длина 24,4 м. Корпус двигателя состоит из трех секций. Центральная секция массой 150 т имеет длину 6,7 м. Этот РДТТ снабжен системой регулирования вектора тяги путем впрыска в сопло жидкости или газа, размещенных в 12 баках, которые расположены вокруг основания сопла. Для впрыскивания жидкости или газа имеются 24 форсунки.

В иностранной печати указывается, что в настоящее время для изготовления корпусов и сопел РДТТ широко применяются пластик и стекловолокно. Сопло должно выдерживать температуру выхлопных газов до 3595° С. Двигатель — «Тиokol» (рис. 46), предназначенный для третьей ступени ракеты «Минитмен», имеет корпус, выполненный из стекловолокна (корпус изготовлен методом намотки). Корпуса РДТТ «Эроджет», установленные на первой и второй ступенях ракеты «Поларис», также выполнены из стекловолокна.

Следует напомнить, что на американских космических кораблях (КК) «Меркурий» и «Джемини» для возвращения на Землю использовались РДТТ, а система их ориентации работала на ЖРД. На КК «Аполлон» основная двигательная установка (ДУ) работает на жидком топливе, а РДТТ применяются только в системе аварийного спасения для от-

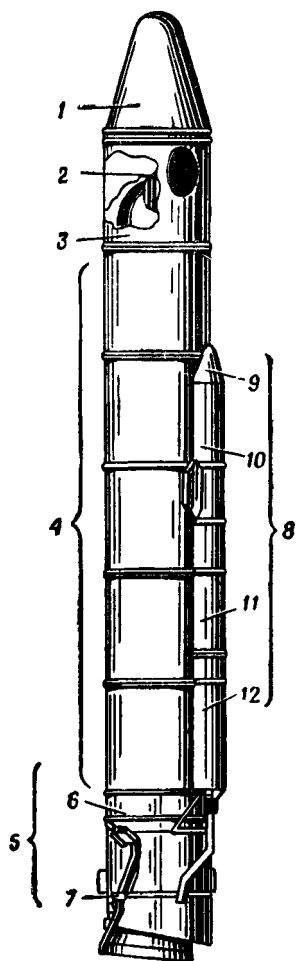


Рис. 45. Схема РДТТ ракеты «Титан»:

1 — носовой обтекатель; 2 — узел системы зажигания; 3 — передняя часть двигателя; 4 — основные секции двигателя; 5 — задняя часть двигателя; 6 — узел задней юбки двигателя; 7 — кольцевой коллектор системы регулирования вектора тяги, расположенной на сопле; 8 — узел баков системы регулирования вектора тяги; 9 — носовой обтекатель; 10 — бак с газообразным азотом под высоким давлением; 11, 12 — передний и задний баки с четырехокисью азота

деления командного отсека при неудачном запуске. Отказ от РДТТ объясняется низкой эффективностью его, недостаточной гибкостью характеристик и трудностями компоновки ДУ такого типа. В частности, РДТТ, как правило, нельзя запускать повторно и их возможности по дросселированию тяги ограничены.

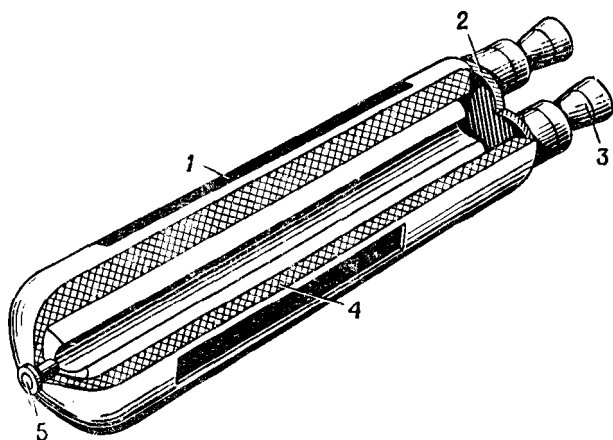


Рис. 46. Схема РДТТ «Тинокол», имеющего тягу 77—91 тс, устанавливаемого на ракету «Минитмен»:
1 — корпус; 2 — покрытие и изоляция; 3 — сопло; 4 — топливный заряд; 5 — воспламенитель

ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫЕ ДВИГАТЕЛИ

В отличие от жидкостных ракетных двигателей воздушно-реактивные двигатели (ВРД) требуют для своей работы на летательном аппарате только горючего, в качестве же окислителя используется кислород из окружающей атмосферы. Поэтому их применение возможно на воздушно-космических самолетах в атмосфере.

Прямоточный ВРД (ПВРД) является простейшим воздушно-реактивным двигателем. При полете самолета с ПВРД встречный поток воздуха, набегающий на двигатель, тормозится перед входом в него и во входном устройстве (диффузоре), за счет чего и происходит повышение давления воздуха (рис. 47), необходимое для осуществления рабочего процесса в двигателе. Степень повышения давления в таком двигателе и работа его элементов существенно зависят от скорости полета и конструкции входного устройства.

При торможении сверхзвукового потока воздуха в прямом скачке уплотнения возникают большие потери давления, заметно снижающие давление в конце процесса сжатия. Поэтому у сверхзвуковых ПВРД (ГПВРД), которые и мыслятся применять на воздушно-космических самолетах, для уменьшения потерь давления на входе в камеру сгорания процесс торможения сверхзвуко-

вого потока осуществляется в специальном устройстве — сверхзвуковом воздухозаборнике. В таких воздухозаборниках сжатие сверхзвукового потока выполняется в системе косых скачков уплотнения, заканчивающихся слабым прямым скачком. При этом вместо одного мощного скачка уплотнения образуется несколько слабых скачков, что приводит к существенному снижению потерь

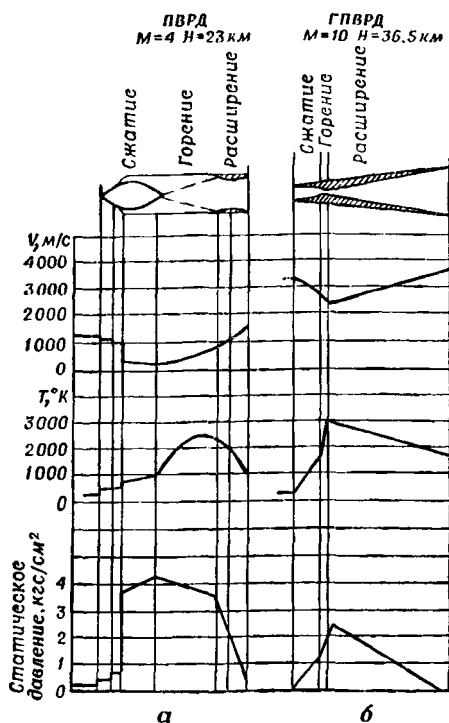


Рис. 47. Изменение параметров рабочего процесса в ПВРД:

а — с дозвуковым горением; б — со сверхзвуковым горением

давления воздушного потока. Система скачков создается при обтекании специального ступенчатого тела (конуса), выдвинутого навстречу набегающему потоку.

Воздух, сжатый в воздухозаборнике, поступает в камеру сгорания. В ней осуществляется подвод тепла к воздуху путем непрерывного сгорания топлива, подаваемого через форсунки. Продукты сгорания, нагретые в камере сгорания до высокой температуры, поступают в реактивное сопло, где они расширяются. При этом увеличивается их скорость. В результате скорость истечения оказывается больше, чем скорость полета, и создается тяга, толкающая летательный аппарат вперед. Однако ПВРД не обеспечивает аппарату автономности взлета (нет тяги на малых скоростях),

и поэтому он применяется в комбинации с другими двигателями, либо летательному аппарату с ПВРД должен быть обеспечен разгон до необходимой скорости полета.

У ПВРД, рассчитанных на скорость полета до числа $M=3\div 4$, торможение потока в воздухозаборнике производится до дозвуковых скоростей, т. е. подвод тепла осуществляется в дозвуковом потоке. С увеличением скорости полета до числа $M=5\div 8$ целесообразно подводить тепло в сверхзвуковом потоке, не затормаживая поток до дозвуковой скорости. При скорости полета $M=6\div 7$ использование обычных ПВРД с замедлением воздушного потока в воздухозаборнике от сверхзвуковой до малой дозвуковой скорости (60—150 м/с) на входе в камеру сгорания в целях обеспечения устойчивого горения и предотвращения срыва пламени сопряжено с большими трудностями. Они обусловлены, в частности, очень высокими температурами и давлением в камере сгорания при скорости полета, превышающей скорость, соответствующую числу $M=6$. Статическое давление и температура на входе в камеру сгорания увеличиваются вследствие сжатия воздуха в воздухозаборнике двигателя настолько, что тяга начинает резко уменьшаться. При числе $M>10$ тяга становится отрицательной.

Исследования работы ПВРД, проведенные иностранными авиационными специалистами, показали необязательность замедления потока, входящего в камеру сгорания, до дозвуковой скорости. Было установлено, что сгорание может происходить при скорости воздушного потока в тракте двигателя 1500—3000 м/с и что полезную тягу можно получить (по крайней мере теоретически) при скорости полета, близкой к скорости, соответствующей числу $M=25$.

В зависимости от профиля полета и используемого топлива воздухозаборник ПВРД со сверхзвуковым горением проектируется так, чтобы торможение потока воздуха было достаточным для увеличения статического давления и температуры до значений, необходимых для самовоспламенения топлива, впрыскиваемого в поток.

Такой двигатель называется ПВРД со сверхзвуковым горением или ПВРД со сверхзвуковой скоростью сгорания.

ПВРД со сверхзвуковым горением представляет собой устройство, состоящее из воздухозаборника, камеры сгорания и сопла. От обычного ПВРД он отличается тем, что при гиперзвуковых скоростях полета скорость потока в его воздухозаборнике хотя и уменьшается, но остается сверхзвуковой, так что горение происходит в сверхзвуковом потоке (рис. 47, б). При малых сверхзвуковых скоростях полета такой двигатель имеет небольшой к. п. д., однако в широком диапазоне сверхзвуковых скоростей полета его к. п. д. достаточно велик. Более того, для значительной части этого диапазона можно использовать двигатель с нерегулируемой геометрией при небольшом уменьшении к. п. д., а это значительно упрощает конструкцию двигателя. В иностранной литературе иногда указывается, что, по существу, в ПВРД со сверхзвуковым

горением сопла в прямом смысле нет, поскольку расширяющаяся камера сгорания двигателя непосредственно переходит в сопло, образуя единый узел. Отсутствие горловины сопла означает, что обычно существенного перехода скорости от дозвуковой к сверхзвуковой в данном случае нет.

Кроме того, к. п. д. ПВРД со сверхзвуковым горением становится равным к. п. д. обычного ПВРД при числе $M > 7$, хотя при необходимости ПВРД со сверхзвуковым горением можно использовать, начиная с числа $M = 4$. Этот качественный переход объясняется тем, что в обычных ПВРД при больших числах M полета недопустимо возрастают потери в воздухозаборнике, тогда как в ПВРД со сверхзвуковым горением при малых числах M полета недопустимо возрастают потери в камере сгорания (по сравнению с потерями при обычном дозвуковом горении).

В зарубежной литературе отмечается ряд важных проблем, которые приходится решать при создании ПВРД со сверхзвуковым горением. Прежде всего необходимо уменьшить скорость потока воздуха в воздухозаборнике; обычно она определяется отношением скорости полета к скорости потока воздуха в воздухозаборнике. При уменьшении этого отношения удельный импульс двигателя возрастает. Это объясняется тем, что потери в воздухозаборнике уменьшаются и температура нагрева сжатого воздуха на входе в камеру сгорания снижается.

Если воздухозаборник рассчитан на оптимальное отношение скоростей, то статическая температура на входе в камеру сгорания примерно в пять раз больше температуры окружающего воздуха (при числе $M > 10$) и на всех высотах превышает 830°C , что обеспечивает самовоспламенение горючего, впрыскиваемого в этот воздух.

Время, потребное для завершения реакции горения в воздухе горючего, было предметом многих исследований.

Смешение горючего с воздухом, как известно, связано с молекулярной диффузией, турбулентными вихрями и макросмешением в результате вихревых эффектов. Диффузия даже таких горючих, как водород, протекает слишком медленно и не обеспечивает существенного перемешивания водорода и воздуха за время нахождения их в камере сгорания ПВРД со сверхзвуковым горением. Учеными было изучено турбулентное смешение и показано, что для удовлетворительного перемешивания горючего с водородом необходима длина, равная примерно 100 диаметрам струи, и что макросмешение получается более эффективным при применении центробежных форсунок.

Решается также проблема организации дозвукового и сверхзвукового горения в одном и том же тракте. При малых числах M полета температура воздуха будет слишком низкой для самовоспламенения топлива. Поэтому, возможно, для дозвукового горения понадобится обычная система зажигания и стабилизации пламени, которая может отключаться при переходе к сверхзвуковому горению без стабилизации при достаточно большой скорости

полета с соответствующим повышением температуры воздуха. В иностранной литературе отмечается, что главные трудности организации горения будут связаны с переходным режимом от дозвукового горения к сверхзвуковому, так как по мере увеличения скорости полета летательного аппарата с ПВРД воздух, текущий по тракту двигателя, может сорвать пламя до того, как скорость полета и температура воздуха станут достаточно большими, чтобы обеспечить хорошее смесеобразование топлива.

Иностранные специалисты изучают различные топлива для ПВРД со сверхзвуковым горением. Основное внимание уделяется жидкому водороду. Современные жаропрочные металлические сплавы выдерживают установившуюся температуру около 1000—1300°С. Такая температура наблюдается в полете со скоростью, соответствующей числу $M=8\div 12$, на высоте 30—36 км. Поэтому высказываются мнения о том, что до создания новых материалов для летательных аппаратов с ПВРД необходимо будет охлаждать носок крыла, некоторые части воздухозаборника, камеры сгорания и выпускного сопла.

Недостатком водорода является его малая плотность, поэтому изучается возможность использования и других топлив для двигателя этого типа. Теоретически для ПВРД пригодны обычные углеводородные топлива, однако практически возможность применения этих топлив зависит в первую очередь от температуры их самовоспламенения.

Одним из основных достоинств любого ПВРД является то, что он использует в качестве окислителя атмосферный кислород и поэтому обеспечивает гораздо более высокие значения удельного импульса, чем ракетные двигатели. Лучшие современные ракетные двигатели расходуют 5—6 кг окислителя на 1 кг горючего при удельном импульсе 400 с. Расчетные данные ПВРД со сверхзвуковым горением, работающего на водороде, показывают, что можно обеспечить удельный импульс до 1000 с при числе $M=20$ и до 4000 с при числе $M=4$. ПВРД, работающий на керосине, может развивать удельный импульс от 400 с при числе $M=15$ до 1200 с при числе $M=4$. Таким образом, ПВРД со сверхзвуковым горением расходует по сравнению с лучшими современными ЖРД, работающими на жидком водороде и жидком кислороде, $1/10$ массы топлива при числе $M=4$, $1/5$ при числе $M=10$ и $1/12$ при числе $M=20$.

Однако по величине тяги ПВРД со сверхзвуковым горением уступает ракетному двигателю. Тяга ПВРД зависит от числа M и высоты полета. ПВРД не может работать в вакууме, как ракетный двигатель. Большую удельную тягу ПВРД может развивать лишь при полете в плотной атмосфере. С увеличением высоты полета для сохранения тяги ПВРД необходимо либо увеличивать скорость полета, либо расширять входное сечение воздухозаборника, чтобы повысить расход воздуха через двигатель. На высоте 48 км имеется еще достаточно воздуха, чтобы поддерживать сверхзвуковое горение и создать необходимую тягу.

На большой высоте полета уменьшается сопротивление летательного аппарата и снижается аэродинамический нагрев, а скорость полета может быть увеличена. В связи с этим наиболее благоприятной для летательного аппарата с ПВРД является скорость, соответствующая числу $M=10$ на высоте 30 км или числу $M=20$ на высоте 45—48 км.

Таким образом, существует много проблем, которые необходимо решить, прежде чем будет создан серийный ПВРД со сверхзвуковым сгоранием. В качестве летающей лаборатории для исследования гиперзвуковых ПВРД (ГПВРД) в США намечается использовать аппарат X-15 усовершенствованной модификации. В США изучается также возможность разработки гиперзвукового экспериментального аппарата, рассчитанного на число $M=12$, с ПВРД со сверхзвуковым горением для замены аппарата X-15. Этот экспериментальный аппарат предполагается запускать с самолета В-52 или со сверхзвукового самолета В-70. Испытания будут проводиться в диапазоне чисел $M=2 \div 8$ и даже до $M=12 \div 15$. В полетах намечается исследовать работу двигателя со сверхзвуковым горением при числах $M > 4$. С этой целью для уменьшения в двигателе количества движущихся частей предполагают разработать нерегулируемый воздухозаборник, оптимизированный для работы при сверхзвуковом горении, но имеющий достаточно хорошие характеристики при дозвуковом горении. Самолет должен взлетать с помощью ТРД. Расход воздуха ТРД регулируется створками. При скорости, соответствующей числу $M=5$, должен включаться ПВРД, который будет использоваться для разгона самолета до скорости, соответствующей числу $M=12$.

Подобно тому как на одном из французских экспериментальных самолетов обычный ПВРД с дозвуковым горением был объединен с ТРД в турбопрямоточную силовую установку, так и ПВРД со сверхзвуковым горением можно объединить с ТРД для создания силовой установки, способной работать при скоростях от малых дозвуковых до орбитальных. Такая силовая установка, как сообщается в иностранной печати, является не только теоретически возможной, ее осуществимость основана на исследованиях, проведенных с помощью вычислительных машин.

Турбореактивные двигатели могут применяться в значительном диапазоне скоростей полета летательного аппарата. Двигатель состоит из входного устройства, компрессора, камеры сгорания, газовой турбины и выходного сопла (рис. 48). Атмосферный воздух поступает во входное устройство, где происходит его небольшое сжатие от скоростного напора. Затем поток воздуха направляется в компрессор, в котором увеличивается его давление. Из компрессора сжатый воздух подается в камеру сгорания. Туда же через форсунки впрыскивается мелко распыленное топливо. Топливовоздушная смесь, сгорая, образует рабочее тело — горячие газы.

Выходя из камеры сгорания, газы приводят во вращение турбину и затем с большой скоростью выходят из реактивного сопла. При этом образуется сила тяги. Энергия продуктов сгорания, при-

обретенная в процессе сжатия воздуха в компрессоре и последующего подвода тепла в процессе сгорания, частично используется в турбине и идет на привод компрессора и всех агрегатов, обслуживающих двигателя. Другая часть энергии, оставшаяся неиспользованной в турбине, преобразуется в кинетическую энергию в реактивном сопле в процессе расширения газов. В результате достигается высокая скорость истечения газов из двигателя и создается реактивная тяга. Турбореактивные двигатели способны раз-

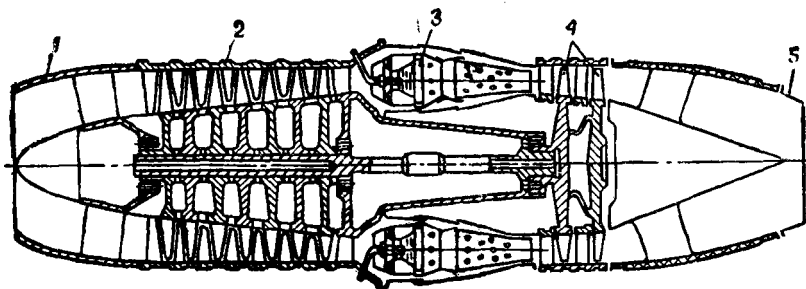


Рис. 48. Схема ТРД с осевым компрессором:

1 — входное устройство; 2 — осевой компрессор; 3 — камера сгорания; 4 — двухступенчатая турбина; 5 — выходное сопло

вивать огромные тяговые мощности, которые возрастают пропорционально скорости полета.

Все современные самолеты применяют в качестве силовой установки турбореактивные двигатели. При создании воздушно-космического самолета для осуществления его самостоятельного полета в атмосфере, видимо, также будет применяться двигатель этого типа.

ЯДЕРНЫЕ РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ (ЯРД)

Первые экспериментальные реакторы подтвердили принципиальную возможность создания реакторов применительно к ЯРД. Эти реакторы с графитовыми тепловыделяющими элементами на урановом горючем нагревали до высокой температуры водород, который при истечении из сопла создавал реактивную тягу.

Главной побудительной причиной разработки ЯРД является перспектива использования огромных количеств энергии, освобождающейся при ядерном делении, для перемещения космического корабля.

Ядерные ракетные двигатели обладают значительно большей энергетической эффективностью, чем используемые в настоящее время термохимические ракетные двигатели. Это позволяет значительно расширить диапазон применения космических кораблей различных видов. Летательный аппарат с ЯРД, развивающий большую (по сравнению с другими летательными аппаратами)

тягу, при том же весе топлива сможет перемещать большую полезную нагрузку на то же самое расстояние или такую же полезную нагрузку, но на большие расстояния.

ЯРД с твердым топливом (рис. 49) состоит из реактора 5, турбонасосного агрегата 9, сопла 6, бака 1 с рабочим телом, аппаратуры управления и других агрегатов. Активная зона реактора составлена из твердых тепловыделяющих элементов. Двигатель снабжен системой регулирования и аварийной защиты реактора, системой подачи рабочего тела и несколькими вспомогательными элементами.

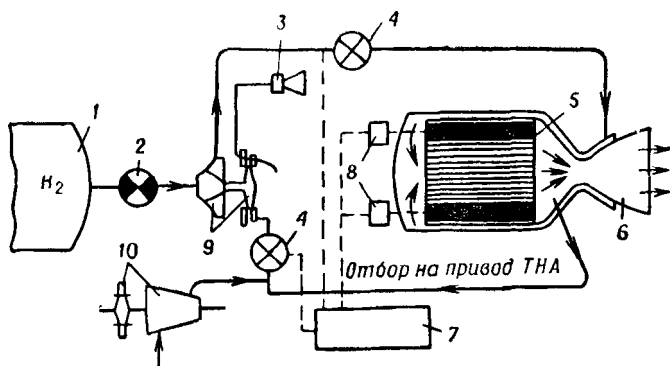


Рис. 49. Схема твердотопливного ЯРД:

1 — бак с рабочим телом — водородом; 2 — запорный клапан; 3 — сопло двигателя коррекции; 4 — регулирующие клапаны; 5 — реактор; 6 — сопло; 7 — аппаратура управления; 8 — приводы регулирующих барабанов; 9 — турбонасосный агрегат (ТНА); 10 — пусковой агрегат

Рабочее тело (в данном случае водород) подается из бака 1 турбонасосным агрегатом 9 в систему охлаждения сопла и корпуса реактора, а затем в реактор 5. В активной зоне реактора рабочее тело нагревается и, расширяясь в сопле, истекает из него в атмосферу. При этом создается реактивная тяга.

Основные трудности разработки ЯРД, по мнению одного из американских специалистов, состоят в создании летного образца компактного реактора (немногом больше письменного стола), развивающего мощность, равную мощности электростанции, через считанные минуты после запуска. Интенсивная работа в этой области в течение нескольких последних лет позволила, как указывается в печати, создать такие реакторы. В 1969 г. были проведены успешные испытания последней экспериментальной модели реактора «Нерва» на станции разработки ЯРД (рис. 50).

Испытания продолжались более восьми суток, в течение которых двигатель запускался 28 раз. При полной тяге (около 25 тс) и полной мощности 1100 мВт двигатель работал 3,5 мин. Суммар-

ное время работы двигателя на разных уровнях мощности составило 3 ч 48 мин.

В дальнейшем внимание предполагалось сосредоточить на разработке и испытаниях летного варианта этого двигателя. Применение его на космическом аппарате намечается на 1977 г. Как известно, ЯРД может обеспечить в два раза

большую, чем термохимические двигатели, скорость истечения газов и, следовательно, в два раза больший импульс. Это считают его основным преимуществом, поскольку больший удельный импульс дает возможность выполнить космическую операцию с меньшим количеством топлива или разогнать ту же полезную нагрузку до большей скорости, доставить ее на большее расстояние, выполнить более сложные маневры при том же количестве топлива или же оптимально скомбинировать перечисленные возможности.

Теоретическим обоснованием того факта, что скорость истечения и, следовательно, удельный импульс ЯРД выше, чем эти же параметры у термохимического двигателя, может служить такая зависимость: v (или $j_{уд}$) пропорциональна $\sqrt{T/M}$, где v — скорость истечения; T — температура истекающего газа; M — средний молекулярный вес газа.

В настоящее время считают, что термохимические двигатели работают уже фактически на предельных температурах, которые могут выдержать конструкционные материалы. Поэтому дальнейшее увеличение температуры T может привести лишь к незначительному возрастанию скорости истечения.

В частности, ЖРД на кислороде и водороде, работающий при температуре 2790°С, обеспечивает удельный импульс 456 с. Даже создание фторводородного ЖРД, работающего при температуре 3750°С, позволит увеличить удельный импульс только

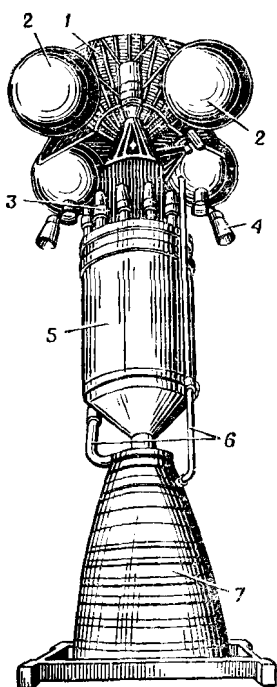


Рис. 50. Экспериментальный ядерный ракетный двигатель «Нерва»:

1 — рама, воспринимающая тяговое усилие; 2 — шаровые баллоны со сжатым газом; 3 — пневматический механизм, регулирующий положение стержней реактора; 4 — сопло для управления по курсу; 5 — ядерный реактор; 6 — трубопроводы для подачи газа в ТНА; 7 — сопло трубчатой конструкции

на 20 с. В то же время величина M для ЯРД значительно меньше, чем для ЖРД, в результате чего v и $j_{уд}$ можно намного увеличить без увеличения температуры истекающего газа. В ЯРД происходит всего лишь нагрев топлива — водорода, имеющего $M=2$. Из сопла же термохимического ракетного двигателя истекают продукты сгорания, представляющие собой газовую смесь, кото-

рая обладает значительно большим, чем водород, молекулярным весом. У перспективных водородно-кислородных термохимических двигателей молекулярный вес смеси H_2O на выходе из сопла составляет 18. Таким образом, теоретически при той же температуре скорость истечения и удельный импульс у ЯРД в три раза выше, чем у термохимических двигателей. В вакууме ЖРД на водороде и кислороде обеспечивает удельный импульс до 458 с, в то время как ЯРД при более низкой температуре может обеспечить удельный импульс, превышающий 900 с.

Однако увеличить в два раза скорость истечения продуктов нельзя только за счет повышения полезного веса их; чтобы истечение продуктов разогнать до такой скорости, требуется в два раза большая мощность. Тем не менее это не составляет, как полагают, проблемы, потому что в небольшом количестве ядерного горючего содержится достаточно большое количество энергии. Другим преимуществом ЯРД считают его способность превращать огромную потенциальную энергию ядерного горючего в высокую скорость истечения.

Еще одним преимуществом считают также «сохраняемость» ядерной энергии. Твердое горючее (графито-урановые тепловыделяющие элементы) физически и химически устойчиво, поэтому космический аппарат (КА) с ЯРД можно с помощью ракеты-носителя вывести на геоцентрическую орбиту, а затем уже запустить его топливом, которое будет доставляться другой ракетой-носителем (танкером). Более того, КА с ЯРД можно использовать многократно, если снабжение его топливом будет осуществляться на топливозаправочных орбитальных базах. Можно предположить, что дозаправку топливом КА с ЯРД осуществить гораздо проще, чем КА с термохимическим двигателем, поскольку топливо последнего состоит из двух компонентов (горючего и окислителя).

На рис. 51 показаны основные элементы ЯРД, который проходил наземные испытания. Рабочее тело (жидкий водород) с помощью турбонасоса подается из топливного бака под рабочим давлением в двигатель. Предварительно водород пропускаяется через трубки в стенках сопла, которое тем самым охлаждается, а сам водород нагревается. Затем он проходит через отражатель и систему радиационной защиты и поступает в активную зону реактора, где нагревается до рабочей температуры. В результате расширения в сопле и истечения водорода из него создается тяга. Небольшое количество водорода отводится к турбонасосному агрегату.

Активная зона реактора выполнена из графита с порами, заполненными ураном, и имеет множество клапанов, через которые проходит водород. Отражатель, окружающий активную зону, предотвращает утечку слишком большого количества нейтронов из активной зоны и, таким образом, помогает поддерживать регулируемую ценную реакцию ядерного деления. Отражатель содержит управляющие барабаны цилиндрической формы, выполненные наполовину из материалов, отражающих нейтроны, а наполовину —

из материалов, поглощающих нейтроны. Барабаны поворачиваются синхронно таким образом, что поддерживается нужный поток нейтронов в активной зоне: угловые положения барабанов определяют скорость деления, а значит, и скорость выделения тепла. Проектируемый в настоящее время летный образец двигателя «Нерва» почти целиком соответствует вышеописанному. Отличие состоит в том, что в летном образце двигателя почти весь предварительно нагретый водород, проходящий через отражатель и систему радиационной защиты, сначала подается на вход турбины и

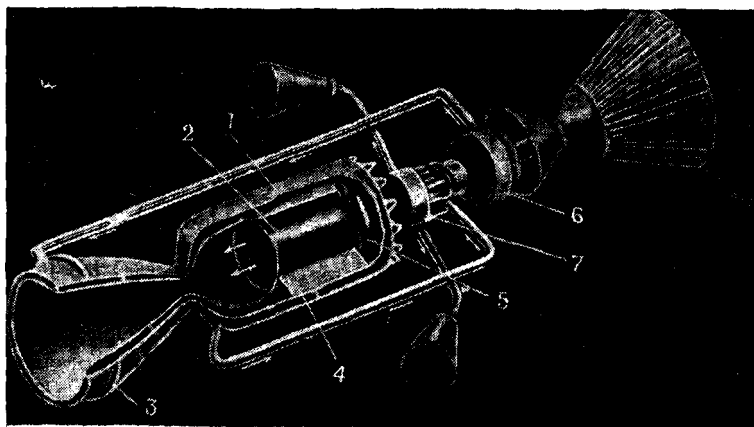


Рис. 51. Упрощенная схема экспериментального ЯРД «Нерва»: 1 — силовая обшивка, оболочка высокого давления; 2 — активная зона реактора; 3 — сопло; 4 — отражатель; 5 — экран; 6 — насос; 7 — турбина

лишь затем попадает в активную зону. Так как на выходе из активной зоны водород не отводится к турбине, то при использовании этого цикла можно обеспечить то же значение удельного импульса при меньшей температуре активной зоны.

Средняя температура активной зоны летного образца двигателя «Нерва», как полагают, будет примерно 2090°C , тяга 34 тс, мощность более 1500 мВт и удельный импульс 825 с. При разработке двигателя «Нерва» возникали трудности, связанные с прочностью конструкции реактора в сложных условиях работы (высокая температура и большая мощность). Другим важным вопросом, решаемым при создании двигателя, являлась необходимость обеспечить повторный запуск двигателя. При этом требовалось, чтобы реактор выдерживал повторный нагрев до высоких температур. Повторные запуски необходимы. В частности, при межорбитальных полетах Земля — Луна — Земля считают, что двигатель может быть включен в следующих случаях: для выведения КА на траекторию полета к Луне, для возможной промежуточной коррекции траектории, для торможения при выходе на селеноцентриче-

скую орбиту, для вывода КА на траекторию полета к Земле при возможной промежуточной коррекции траектории возвращения и, кроме того, для торможения КА при переходе на геоцентрическую орбиту. При каждом запуске двигателя мощность может меняться от нуля до максимальной, продолжительность работы зависит от величины полезной нагрузки.

Следующая проблема была связана с возможностью прогнозирования условий работы, управляемостью системы двигателя и надежностью его работы. В частности, двигатель должен выходить на полную мощность примерно за 1 мин, в то время как некоторые промышленные реакторы выходят на максимальную мощность за несколько часов.

Испытания показали большие энергетические возможности системы «Нерва», в том числе возможность обеспечения большой продолжительности активных участков. Высокий удельный импульс ЯРД и большое количество располагаемой энергии, запасаемой в ядерном горючем, как считают, увеличат маневренные возможности КА и расширят диапазон полезных нагрузок по сравнению с существующими и даже перспективными термохимическими ракетными двигателями.

Особенно наглядно преимущество ЯРД должно проявляться при выполнении орбитальных транспортных операций в окрестности Земли и регулярных рейсов между Землей и Луной. В частности, регулярные рейсы между Землей и Луной могут быть организованы следующим образом.

Ступень с ЯРД выводится ракетой-носителем на орбиту ожидания высотой 550 км. Межорбитальный транспортный аппарат (МТА), состоящий из топливных баков, служебного и командного отсеков и ЯРД, собирается на этой орбите ожидания и затем заправляется топливом. МТА с ЯРД выходит на траекторию полета к Луне и после перелета и торможения встречается со станцией на селеноцентрической орбите. Передав полезную нагрузку на окололунную станцию, МТА уходит в обратный рейс. В окрестностях Земли вновь включается ЯРД, и МТА переходит на орбиту ожидания. Там он вновь может быть заправлен топливом, после чего с новой полезной нагрузкой отправлен в следующий рейс к Луне.

Дозаправка топливом и замена полезной нагрузки может производиться с использованием орбитальной станции на геоцентрической орбите, которая в свою очередь снабжается всем необходимым с помощью многоразового транспортного космического корабля класса «Земля—орбита—Земля». В состав полезной нагрузки ядерного МТА могут входить экипаж, пассажиры, системы жизнеобеспечения, а также научное оборудование для исследования Луны.

Рассматриваются также перспективы применения ЯРД и для исследования Солнечной системы. За рубежом были проведены расчеты для определения цены доставки одного килограмма полезной нагрузки с использованием двигательных установок различных

схем. При этом удельный импульс для ЖРД был взят 465 с, для ЯРД — 825 с. Опуская сложные расчеты, приведем конечные данные: если имеется многоразовая транспортная система класса «Земля — орбита — Земля» и предполагается использовать ее в качестве стартовой платформы для одноразовой термохимической ступени с массой 182 т, то можно вывести около 18 т полезной нагрузки на наиболее энергетически невыгодную полярную геоцентрическую орбиту, израсходовав на это примерно 620 долл./кг. Если предусматривается возвращение спускаемого аппарата на Землю, то в эти 18 т должна входить масса спускаемого аппарата, несущего полезную нагрузку массой около 5,5 т. Стоимость этой нагрузки предположительно составит 2000 долл./кг.

Если бы вместо многоразовой разгонной ступени использовалась стандартная ракета-носитель, которая выводила бы многоразовый ядерный МТА с массой 18 т, способный осуществлять вход в атмосферу и посадку, то такая ракетная система смогла бы выполнить аналогичную задачу и вернуть на Землю 5,5 т полезной нагрузки при затрате около 880 долл./кг.

Поэтому иностранные специалисты считают:

1. Для транспортировки невозвращаемых грузов (таких, как топливо для заправки двигателей) либо с орбитальных стартовых комплексов, либо непосредственно с поверхности Земли предпочтительнее, очевидно, использовать одноразовую ступень с термохимической двигательной установкой.

2. Для доставки на заданные орбиты возвращаемых полезных грузов при старте с орбиты ожидания предпочтительнее использовать МТА с ЯРД: они имеют явное экономическое преимущество перед одноразовыми термохимическими системами. Экономически наиболее эффективным решением для обеспечения указанной операции будет создание многоразового транспортного корабля с ЯРД, рассчитанного на непосредственный вход в атмосферу и посадку.

3. Для возвращаемых полезных грузов, выводимых с поверхности Земли, целесообразно использовать частично многоразовый аппарат с термохимической двигательной установкой. Как и в первом случае, наиболее экономично будет применение многоразовой верхней ступени с ЯРД, выводимой с Земли.

ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНЫЕ ДВИГАТЕЛИ

В последнее время зарубежные ученые и конструкторы интенсивно работают над использованием в космонавтике так называемых электрореактивных двигателей. В зарубежной литературе указывается, что эти двигатели будут самыми распространенными в космических летательных кораблях.

Термин «электрореактивные двигатели» в течение длительного времени применялся для обозначения только таких двигателей, в которых электрически заряженные частицы или электропроводное горячее тело ускорялись электрическими или магнитными силами.

Считалось, что кинетическая энергия отбрасываемых частиц зависит от электростатических сил (в отличие от термодинамических сил, которые действуют в ракетных двигателях, работающих на химическом топливе).

В последние годы исследования сосредоточились на других процессах, в которых электрическая энергия преобразуется в кинетическую энергию выходящего потока. В результате экспериментов с электрическими дуговыми разрядами высокой интенсивности установлено, что при благоприятных условиях нагретый рабочий газ выходит из дуговой камеры со сверхзвуковыми скоростями.

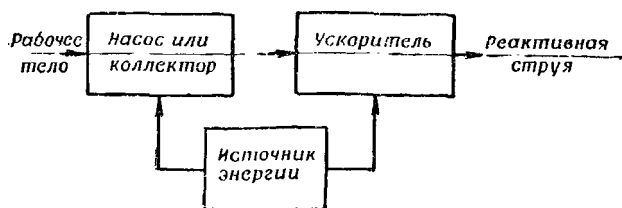


Рис. 52. Схема электрореактивного двигателя

В ракетных двигателях на химическом топливе тепловая энергия получается из химической энергии связи, освобождающейся при реакции между горючим и окислителем. Задача конструктора ограничивается здесь выбором компонентов топлива с высокой энергией реакции (например, керосин — кислород или водород — кислород).

В электрореактивном двигателе (рис. 52) должны быть предусмотрены отдельный источник энергии и соответствующая преобразующая установка для сообщения необходимой кинетической энергии частицам рабочего тела. Источник энергии и ускоритель (преобразователь) должны входить в состав двигателя, развивающего тягу.

Скорость истечения газов у ракетного двигателя на химическом топливе ограничена теплотворной способностью реакции между горючим и окислителем. Топлива, обладающие наибольшим запасом энергии (например, водород — кислород или водород — фтор), позволяют получить скорость истечения газов порядка 4—5 км/с. Двигатель с ядерным реактором может обеспечить в 2 раза, электротермический двигатель — в 4—5 раз, а ионные и плазменные — в 10—100 раз большую скорость истечения газов.

Необходимость производства и преобразования энергии в отдельных устройствах ограничивает мощность, которая сообщается рабочему телу. Поэтому массовый расход рабочего тела должен поддерживаться на сравнительно низком уровне. Это ограничение приводит к небольшим значениям тяги и ускорений, характерным для электрореактивных двигателей. Однако такие ускорения могут поддерживаться в течение длительного времени, так что ле-

тательные аппараты с этими двигателями могут достигать большой конечной скорости — до 200 км/с.

Небольшие ускорения, создаваемые электрореактивными двигателями, не позволяют использовать их, если полет осуществляется в пространстве, где имеется заметное аэродинамическое сопротивление аппарата или где для изменения траектории требуется преодолеть гравитационные силы. Но их можно с успехом использовать в космосе, где нет сопротивления движению.

Электрореактивные двигатели могут быть нескольких типов.

Плазменный двигатель. Плазменный электрореактивный двигатель представляет собой комбинированную электротермическую двигательную систему. Тяга в нем создается за счет расширения

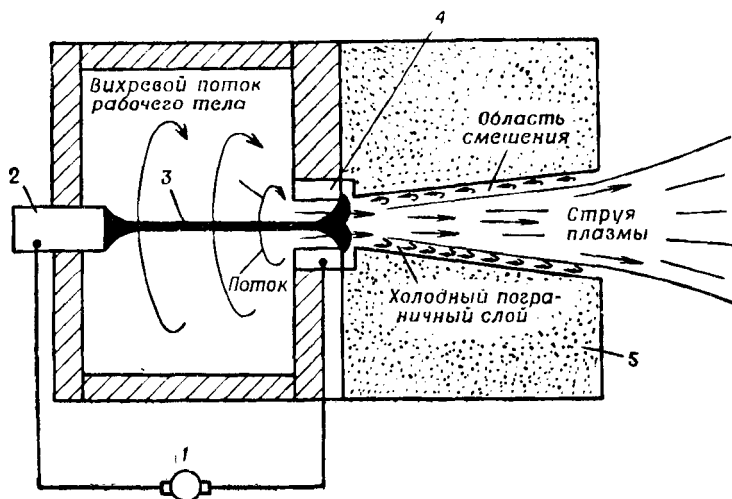


Рис. 53. Схема плазменного электрореактивного двигателя:

1 — генератор постоянного тока; 2 — анод; 3 — электрическая дуга; 4 — катод;
5 — сопловой бак

горячей плазмы. Источником энергии для работы этого двигателя является электрический генератор. Схема его устройства показана на рис. 53.

Двигатель состоит из цилиндрической камеры, на каждом конце которой имеются электроды. В качестве отрицательного электрода (катода) используется сопло (насадок). Положительным электродом (анодом) является специальный материал стержнеобразного вида. Во время запуска и работы двигателя на электроды подается постоянный ток. При некоторой разности потенциалов образуется электрическая дуга. В дуге электрическая энергия расходуется на ионизацию атомов и диссоциацию молекул, а также на повышение температуры в околосопловом пространстве. Для восполнения материала, расходуемого в дуге, положительный электрод подается автоматически. Ионизированные

атомы и диссоциированные молекулы образуют плазму. Истекая из сопла, плазма создает силу тяги.

Для создания плазменного двигателя, работающего по этой схеме, необходимо иметь охладитель и защиту элементов конструкции от эрозии.

Основным недостатком такого двигателя является необходимость расходовать в космических полетах относительно большое количество рабочего тела (охладителя). Кроме того, горячая плазма, воздействуя на сопло (насадок), приводит к быстрой эрозии тех элементов конструкции, с которыми она соприкасается, если не принимать защитных мер.

Такой плазменный двигатель по принципу действия очень близок к тепловому. Поэтому его удельный импульс, хотя он и более высок, чем у обычных ЖРД, все же ограничен относительно небольшими величинами.

Для получения электрической энергии в плазменных двигателях необходимо иметь громоздкое оборудование, обеспечивающее преобразование первичной энергии в электрическую, что значительно увеличивает массу всей силовой установки.

Ионный двигатель. Этот двигатель называется еще электростатическим. В нем частицы рабочего тела, обладающие электрическим зарядом, подвергаются действию ускоряющих сил в электростатических полях. Истекающие частицы могут быть ионами, заряженными частицами или даже пылинками и каплями. Скорость истечения частиц, вышедших из ускоряющей камеры, определяется разностью потенциалов на концах камеры, зарядом частиц и их массой. Превращение электрической энергии в кинетическую энергию испускаемого пучка частиц довольно просто объясняется в теории электростатических двигателей. Однако при создании ионных двигателей конструкторы сталкиваются с весьма сложными проблемами.

Для сохранения электрической нейтральности корпуса корабля ионный двигатель должен обеспечивать истечение строго равных количеств положительно и отрицательно заряженных частиц. Наиболее верный путь для выполнения этого условия — одновременный выпуск положительных ионов* и электронов, которые освобождаются в процессе ионизации.

На рис. 54 приведена принципиальная схема ионного двигателя. Основными его элементами являются бак для хранения рабочего тела, система подачи рабочего тела, подогреватель, ионизатор, ускоряющая камера, эмиттер электронов и нейтрализатор. Подача рабочего тела (цезий, ртуть и др.) из бака осуществляется вытеснением. В простейшем случае бак представляет собой металлический сиффон, в котором сохраняется рабочее тело в жидкой фазе и откуда оно вытесняется в количестве, потребном для питания двигателя.

* Ион — заряженный атом (или совокупность атомов); отличается от нормального нейтрального атома избытком или недостатком одного или нескольких электронов.

Жидкое рабочее тело проходит в подогреватель, где испаряется. В газообразной фазе рабочее тело поступает в понизатор 1. В нем образуются положительно заряженные ионы и отрицательно заряженные электроны. Эти частицы поступают в ускоряющую камеру. В ней под действием электрического тока, который пропускается через электроды 3, образуется электрическое поле. Силы, которые действуют в электрическом поле, разгоняют частицы до очень больших скоростей истечения — 100 км/с и более. Затем ионы и электроны под действием нейтрализатора 4 вновь смешиваются, образуя нейтральную плазму.

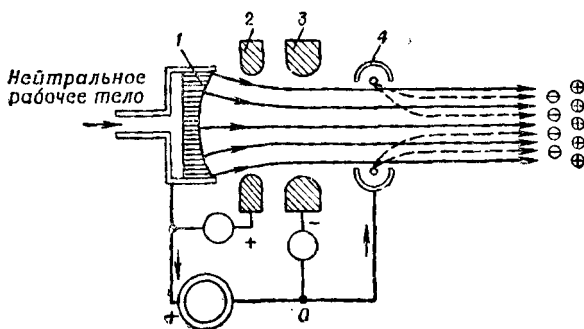


Рис. 54. Схема ионного двигателя:

1 — понизитель; 2 — формирующий электрод; 3 — ускоряющий электрод; 4 — нейтрализатор

За последние 30 лет проведен ряд теоретических и экспериментальных работ, определяющих потенциальные возможности и преимущества электрореактивных двигателей (ЭРД) для выполнения многих задач космонавтики. Однако практическое использование этих двигателей сдерживалось тем, что применение ЭРД ограничено полетами, рассчитанными на длительную непрерывную работу двигателя (например, при значительных изменениях параметров орбиты или в межпланетных полетах с большими нагрузками), что не обеспечивается технически, в частности из-за малого ресурса. Другое не менее важное обстоятельство, сдерживавшее использование ЭРД, заключается в необходимости создания для него энергоустановки с большим ресурсом и низким удельным весом. Поэтому все космические полеты, осуществленные в 60-х годах, выполнялись с использованием ракетных двигателей на химическом топливе. В 70-х годах в числе запланированных космических программ, в частности в США, предусмотрено много задач, которые могут быть эффективно выполнены лишь с помощью электрических двигательных установок. Как уже указывалось, в химических ракетных двигателях максимальные величины скорости истечения составляют 3—5 км/с, в ядерных — 8—9 км/с. Ускорение заряженных частиц с помощью электростатических или электромагнитных полей позволяет получить скорости истечения, превышающие указанные на несколько порядков. Однако при опре-

делении области рационального применения космических аппаратов с ЭРД было установлено, что в электроракетном двигателе нет необходимости добиваться максимально возможных скоростей истечения.

Для каждой конкретной задачи оптимальная величина скорости истечения, при которой ракета с ЭРД обеспечивает максимальную величину относительно полезной нагрузки, определяется дополнительно.

Установлено также, что ракеты с ЭРД особенно выгодно применять при космических полетах большой длительности (по меньшей мере больше месяца). Для широкого класса космических программ — от околоземных до межпланетных полетов — оптимальные скорости истечения находятся в диапазоне от 20 до 200 км/с.

ЭРД, предназначенные для выполнения широкого круга задач в процессе космических полетов, имеют преимущества по сравнению с ракетными двигателями, работающими на химическом топливе.

В иностранной печати указывается, что в США были испытаны в космосе ионные двигатели, а работы над другими типами электрореактивных двигателей находятся в стадии исследований.

Космические программы в США на 1970—1985 гг. предусматривают использование ЭРД с энергопитанием главным образом от солнечных установок. Разработаны проекты пилотируемых космических кораблей с ЭРД для полетов на Марс. Поскольку созданные и разрабатываемые радиоизотопные установки рассчитаны на низкие уровни мощности, а работы в области реакторных установок большой мощности находятся в стадии поисковых исследований, основными в настоящее время считаются солнечные энергоустановки как наиболее разработанные и имеющие наиболее приемлемые характеристики. Важным фактором, который обеспечил бы возможность использования солнечных энергоустановок для ЭРД, является разработка их с малой удельной массой (10—15 кг/кВт). В связи с тем что разработанные в настоящее время ЭРД имеют небольшую мощность, создание электрореактивных маршевых двигателей мощностью 10 кВт и более для длительных межпланетных полетов идет по пути использования связки ЭРД средней мощности.

Важными факторами для оценки работоспособности таких систем являются надежность и ресурс двигательной установки. Плазменные двигатели вследствие значительной эрозии их элементов имеют ресурс несколько сот часов, в то время как отдельные ионные двигатели проработали в ресурсных испытаниях до 10 000 ч. Однако проблема обеспечения надежной работы в течение длительного времени системы, состоящей из нескольких ЭРД, усложняется в связи с тем, что для установления с высокой степенью достоверности коэффициентов надежности комплектов системы требуется проводить долгосрочные и дорогостоящие испытания. Поэтому необходимо найти методы определения повышения

общей надежности системы, когда надежность комплектов недостаточно высока или точно не установлена. В этих условиях обычно используется резервирование комплектов системы. Однако резервирование всегда приводит к увеличению массы системы. Применительно к космическим двигательным системам возникает требование свести к минимуму увеличение массы, возникающее в результате резервирования.

Систему ЭРД условно можно разделить на такие подсистемы: источник электропитания, подсистема подачи топлива (рабочего тела) и двигатель. За рубежом анализировали надежность такой системы применительно к ЭРД с солнечной энергоустановкой. Надежность можно значительно увеличить, если применить достаточное количество резервных элементов. Поскольку двигательная установка может быть выполнена в виде взаимозаменяемых блоков (модулей), то желательно найти такую комбинацию рабочих (действующих) и резервных модулей, которая при определении общей надежности системы сводила бы к минимуму ее массу. Кроме того, при некоторых межпланетных полетах, например, на Марс, энергия, получаемая от солнечных батарей, будет по мере удаления от Солнца уменьшаться, вследствие чего в определенные периоды полета потребуются выключать отдельные тяговые модули двигательных систем и модули систем энергопитания. Если модули сконструированы так, что после выхода из строя они могут быть восстановлены и вновь подключены, то все выключенные модули можно рассматривать как резервные.

В случае движения по траектории межпланетного полета, на которой расстояние между космическим аппаратом и Солнцем изменяется со временем, двигатель и солнечная энергоустановка должны согласованно работать в условиях постоянно изменяющихся параметров на выходе солнечной батареи, поскольку вследствие изменения расстояния до Солнца меняется плотность световой энергии и, следовательно, напряжение на солнечной панели. При приближении космического аппарата к планете назначения часть модулей двигательной системы должна быть выключена, так как уменьшается мощность, снимаемая с солнечной батареи. Поскольку необходимо, чтобы двигатель работал с постоянным напряжением, может потребоваться регулировка напряжения в некоторых пределах.

При модульной энергосистеме источник питания состоит из последовательно включенных энергетических модулей малой мощности и низкого напряжения. Выходное напряжение источников электропитания такого типа можно регулировать посредством включения и выключения некоторых из них.

Как известно, энергетическая система такого ЭРД состоит из большого количества источников электроэнергии для различных элементов двигателя. Основным по величине мощности является источник для ускорения ионного пучка. Он представляет собой высоковольтный источник, который обеспечивает регулировку напряжения для поддержания постоянного удельного импульса дви-

гателя. Анализ рассматриваемого двигателя мощностью 48 кВт, отвечающего требованиям максимальной надежности, а также требованиям компоновки на космическом аппарате, показал, что двигательная система должна состоять из десяти тяговых модулей и восьми ртутных резервуаров. Первоначально работают восемь двигателей, а два являются резервными. Входящие в двигательную систему тяговые модули с электронной бомбардировкой и оксидным катодом имеют в поперечнике 50 см, мощность 6 кВт и плотность тока 2—3 мА/см², обеспечивающую большой ресурс.

Основной особенностью системы подачи топлива является наличие клапана на каждом из восьми резервуаров с жидкой ртутью. Благодаря этому любое количество (из восьми) ртутных баков может быть использовано одновременно для снабжения топливом любого количества двигателей из числа восьми действующих. Использование нескольких баков повышает надежность хранения топлива, поскольку в случае отказа одного бака его можно отключить от двигательной системы.

Энергоустановка состоит из восьми панельных энергетических модулей, причем любого одного модуля достаточно для снабжения электроэнергией одного тягового модуля.

ГЛАВА 6

ИЗ ИСТОРИИ ОТЕЧЕСТВЕННОЙ КОСМОНАВТИКИ ПЕРВЫЕ ИССЛЕДОВАТЕЛИ РАКЕТ

В нашей стране, как и в других странах, использование пороховых ракет (в первую очередь для боевых стрельб) относится к XIX веку. Русские ученые внесли большой вклад в их усовершенствование. Так, в 1814 г. А. Д. Засядько начал конструировать боевые ракеты; в 1849 г. П. И. Третесский высказал идею об использовании реакции струи газа или пара для приведения в движение летательных аппаратов легче воздуха; в 1861 г. был издан труд К. И. Константинова о боевых ракетах; в 1866 г. М. И. Соколовский предложил схему ракетного аэростата; в 1880 г. изобретатель С. С. Пеждановский пришел к мысли о возможности создания реактивного летательного аппарата, движимого энергией взрывчатой смеси: керосина и азотной кислоты; в 1881 г. революционер П. И. Кибальчич, находясь в заключении за участие в покушении на царя, разработал проект воздухоплавательного прибора, работающего по принципу ракеты.

Основы космонавтики заложил К. Э. Циолковский. В 1883 г. в работе «Свободное пространство» он впервые дал описание космического корабля с ракетным двигателем. В 1895 г. в работе «Грезы о земле» он высказал мысль о возможности создания искусственного спутника Земли. В 1903 г. был напечатан классический труд К. Э. Циолковского «Исследование мировых пространств реактивными приборами». В нем подробно описано устройство ракеты и ее жидкостного двигателя, изложены основы математической теории ракетного полета. В 1912 г. им была выдвинута идея электрического ракетного двигателя, в котором продуктами истечения являются заряженные частицы.

Идеи Циолковского открыли человечеству дорогу в космос. Академик С. П. Королев говорил, что время неумолимо стирает облики прошлого, но идеи и труды Константина Эдуардовича будут все более привлекать к себе внимание по мере дальнейшего развития ракетной техники. Циолковский был человеком, жившим наперед своего века, как и должно жить истинному и большому ученому.

Элементы теории реактивного движения применительно к судам были разработаны Н. Е. Жуковским в трудах «О реакции вытекающей и втекающей жидкости» и «К теории судов, приводимых в движение силой реакции воды». Русский ученый И. В. Ме-

щерский в 1893, 1897, 1904 и 1918 гг. опубликовал теоретические труды, в которых изложил основные уравнения ракетодинамики.

Большая Октябрьская Социалистическая революция открыла перед энтузиастами ракетной техники огромные перспективы.

В 1929 г. Ю. В. Кондратьев, начавший свои работы ранее, опубликовал строго математическое изложение результатов проведенных им исследований ракетно-космических проблем.

Один из отечественных основателей теории расчета реактивных двигателей Ф. А. Цандер в книге «Проблема полета при помощи реактивных аппаратов», изданной в 1932 г., обобщил свои десятилетние труды по вопросам космонавтики. В 1930 г. он построил первый советский лабораторный двигатель ОР-1 (опытный реактивный) нового типа. Двигатель работал на сжатом воздухе и бензине. Позже Ф. А. Цандер принимал участие в разработке жидкостных ракетных двигателей, работавших на жидком кислороде и бензине.

В апреле 1924 г. при Военно-научном обществе Академии Воздушного Флота была создана секция межпланетных сообщений, которая сыграла большую роль в пропаганде идей космонавтики. В 1925 г. в Киеве под руководством академика Д. А. Граве был создан кружок по изучению и завоеванию космоса, который организовал выставку, посвященную проблемам космоса.

В 1928 г. при Ленинградском институте инженеров путей сообщения была организована под председательством Н. А. Рынина секция межпланетных сообщений. Н. А. Рынин, лекции которого по аэродинамике автор этих строк слушал в Военно-технической школе в 1922 г., был автором единственной в своем роде Энциклопедии межпланетных сообщений, изданной в 1928—1932 гг. Это он выступил в печати в 1929 г. с предложением организовать национальный или международный институт межпланетных сообщений.

По инициативе Б. С. Петропавловского в Ленинграде в газодинамической лаборатории, которая подчинялась Военному научно-исследовательскому комитету при Реввоенсовете Республики, В. П. Глушко были начаты работы по созданию советских жидкостных ракетных двигателей. В этой лаборатории, организованной в 1921 г., в течение добрых десяти лет разрабатывались экспериментальные жидкостные ракетные двигатели. Одновременно в ГДЛ были разработаны пороховые двигатели, которые использовались в качестве стартовых ускорителей для самолетов различного класса — от легкого типа У-1 до тяжелых бомбардировщиков типа ТБ-1.

В 1931 г. при Осоавиахиме были организованы Московская и Ленинградская группы изучения реактивного движения (ГИРД). В работе Московской группы принимали участие: ученые и инженеры В. П. Ветчинкин — ученик Н. Е. Жуковского и ближайший сотрудник С. А. Чаплыгина, С. П. Королев, Ф. А. Цандер, М. К. Тихонравов, Ю. А. Победоносцев, И. А. Меркулов, Б. И. Черановский и другие, а в работе Ленинградской группы —

Н. А. Рынин, В. В. Разумов, А. И. Штерн, И. И. Кулагин, Е. Е. Чертовский и многие другие.

Вскоре при Московской ГИРД был организован проектно-конструкторский отдел, задачей которого было проектирование и создание жидкостно-ракетных двигателей. Начальником этой организации был назначен инженер С. П. Королев, впоследствии академик, выдающийся конструктор современных ракетных систем.

17 августа 1933 г. сотрудники ГИРД запустили первую советскую жидкостную ракету, работавшую на жидком кислороде и желеобразном бензине. В этой же организации были спроектированы жидкостно-ракетные двигатели конструкции Цандера, работавшие также на двухкомпонентном топливе.

В конце 1933 г. был создан Научно-исследовательский институт, в котором сложился творческий коллектив советских ракетчиков, создавший ряд экспериментальных баллистических ракет и двигателей к ним. В 1939 г. проводились летные испытания крылатой ракеты, а затем наземные испытания ракетопланера конструкции С. П. Королева. На этом ракетопланере с жидкостным ракетным двигателем в 1940 г. летчик В. П. Федоров совершил первый полет. В 1942 г. летчик Г. Я. Бахчиванджи совершил первый полет на самолете-истребителе с жидкостно-ракетным двигателем, разработанным под руководством В. Ф. Болховитина. В этом же институте была завершена отработка реактивных снарядов РС-82 и РС-132, которые уже в мае 1939 г. применялись в боевых действиях нашей истребительной авиации во время боев в районе Халхин-Гола.

Штурмовики С. В. Ильюшина Ил-2, вооруженные такими реактивными снарядами, были грозным оружием в период Великой Отечественной войны.

К началу Великой Отечественной войны была построена ракетная установка БМ-13, ласково прозванная в нашем народе «катюшей». Это грозное оружие впервые было применено в 1941 г. против немецко-фашистских захватчиков.

История отечественного ракетостроения тесно связана с коллективами первых энтузиастов этого нового вида техники, который имел и имеет огромное значение в решении ряда грандиозных научно-технических проблем по созданию мощных многоступенчатых ракет-носителей, ракетных двигателей, систем автоматического управления для освоения космоса.

БЕСПИЛОТНЫЕ КОСМИЧЕСКИЕ СТАНЦИИ

В 30-х годах в Советском Союзе наряду с конструированием и применением пороховых ракет началось применение ракет с жидкостными двигателями для метеорологических исследований верхних слоев атмосферы.

Успешные опыты по применению на ракетах различных двигателей, завершившиеся запуском в 1939 г. двухступенчатой ракеты (результаты опытов были использованы в 1940 г. при кон-

Александр Иванович Тонамаров
с командой



1. Александр Иванович Тонамаров
 2. [Signature]
 3. [Signature]
 4. [Signature]
 5. [Signature]
 6. [Signature]
 7. [Signature]
 8. [Signature]
 9. [Signature]
 10. [Signature]
 11. [Signature]

струировании самолетов и в последующих работах по их совершенствованию), определили реальные возможности конструирования и изготовления крупных ракет с большими дальностями полета.

Успешные испытания межконтинентальных баллистических ракет показали, что имеется реальная техническая возможность для осуществления полетов в космическом пространстве и запусков искусственных спутников Земли.

Огромное значение в этом отношении имели работы С. П. Королева. Выдающийся ученый-исследователь и талантливый организатор, он был крупнейшим конструктором современных ракетных систем. С его именем связаны конструирование, производственное освоение и эксплуатационное использование мощных ракет, которые впервые в истории человечества вывели на орбиты искусственные спутники Земли, доставили советский вымпел на Луну и с помощью которых автоматической станцией было совершено фотографирование невидимой с Земли (обратной) стороны Луны. Под его руководством конструировались и строились пилотируемые космические корабли, на которых совершались первые полеты людей в космос и выход человека в космическое пространство, он руководил запуском, полетом и посадкой этих кораблей.

В 1911 г. К. Э. Циолковский писал, что первый великий шаг человечества состоит в том, чтобы вылететь за атмосферу и сделаться спутником Земли.

Через 46 лет этот шаг был сделан на родине выдающегося ученого. 4 октября 1957 г. в СССР состоялся запуск первого в мире искусственного спутника Земли. Новым небесным телом, появившимся в Солнечной системе в этот день, заинтересовался весь мир. Спутник летел над земным шаром по эллиптической орбите, удаляясь от поверхности Земли в апогее (наиболее удаленная от Земли точка орбиты) до 947 км и приближаясь к ней в перигее (ближайшая к Земле точка орбиты) до 228 км. С поверхности Земли спутник можно было наблюдать в вечерние, ночные и утренние часы даже невооруженным глазом. Это была яркая звездочка, плывущая среди неподвижных звезд. Конструкция первого искусственного спутника Земли внешне казалась простой. Он представлял собой серебристо-серый алюминиевый шар с четырьмя усамн штыревых антенн. Радиоаппаратура и источники питания были скрыты за его оболочкой. Температура внутри спутника определялась главным образом интенсивностью солнечного излучения. Масса его составляла 83,6 кг. За период своего существования (три месяца) спутник совершил примерно 1400 оборотов вокруг Земли и позволил проверить ряд научных и инженерных решений, исследовать прохождение радиоволн через ионосферу. По торможению спутника удалось определить плотность атмосферы на высотах, которых ранее не достигал ни один летательный аппарат.

С помощью этого спутника проводилось изучение свойств верхних слоев атмосферы и велись наблюдения за процессами, развивающимися на самом спутнике при его стремительном движении вокруг Земли, в частности за его температурой и электрическим зарядом.



Константин Эдуардович Циолковский

Второй искусственный спутник Земли был выведен на орбиту 3 ноября 1957 г., он был первым обитаемым спутником. Впервые в мире живое существо покинуло планету Земля. Вторым спутником удалился от Земли почти вдвое дальше, чем первый, а масса его была в шесть раз больше массы первого. В специальном контейнере спутника находилась собака Лайка. Контейнер Лайки был оборудован системой кондиционирования, в нем был запас воды и пищи. Для наблюдения за основными физиологическими процессами животное было окружено приборами, показания которых передавались на Землю средствами радиотелеметрии. Успешный полет Лайки развеял многие сомнения о возможности сравнительно

долгого пребывания живого организма в условиях космического пространства.

На спутнике были установлены приборы для исследования излучения Солнца в ультрафиолетовой и рентгеновской области спектра, а также приборы, регистрировавшие частицы космических лучей, и система телеметрии, передававшая на Землю радионформацию, собранную научной аппаратурой.

Третий искусственный спутник представлял собой гигантскую по тому времени автоматическую лабораторию, которая была запущена в космос 15 мая 1958 г. Его научная, измерительная и радиотехническая аппаратура обеспечивала проведение разнообразных экспериментов, запоминание их результатов и передачу информации на Землю.

Продолжая выполнение программы космических исследований, советские исследовательские организации приступили с 1962 г. к систематическому запуску искусственных спутников Земли серии «Космос», которые выполняют большой объем научных исследований. Они ведут исследования солнечной активности, фиксируют состояние атмосферы, включая ионосферу, собирают главную метеорологическую информацию, осуществляют магнитную съемку, медико-биологические исследования.

Так, один из спутников — «Космос-7» предназначался для исследования радиации, возникшей после ядерного взрыва, что было необходимо для проверки радиационной безопасности группового полета кораблей-спутников «Восток-3» и «Восток-4» в августе 1962 г. Спутник «Космос-110» был запущен в зону радиационного пояса, окружающего Землю, с подопытными собаками и благополучно возвратился на Землю. Основной целью эксперимента были медико-биологические исследования при длительном (в течение 22 суток) воздействии на органы животных невесомости и других факторов космического полета.

Исследования, выполняемые спутниками серии «Космос», помогают решать и технические вопросы, стоящие перед космонавтикой. Так, «Космос-186» и «Космос-188» в октябре 1967 г. впервые в мире осуществили автоматический поиск, сближение, стыковку, совместный полет и расстыковку в космосе. Этот блестящий эксперимент позже был успешно повторен спутниками «Космос-212» и «Космос-213». Он подтвердил возможность создания космических орбитальных станций, их сборки и обслуживания с помощью космических кораблей, осуществляющих связь с Землей. На рис. 55 показана стыковка кораблей «Союз».

1 ноября 1963 г. и 12 апреля 1964 г. с целью отработки систем маневрирования и стабилизации полета космических кораблей, необходимых при их встрече и сближении в космосе, был проведен запуск маневрирующих аппаратов «Полет-1» и «Полет-2». Проведенный эксперимент позволил получить данные, которые были использованы при создании новых систем управления полетом космических кораблей, а также при сборке космических кораблей на

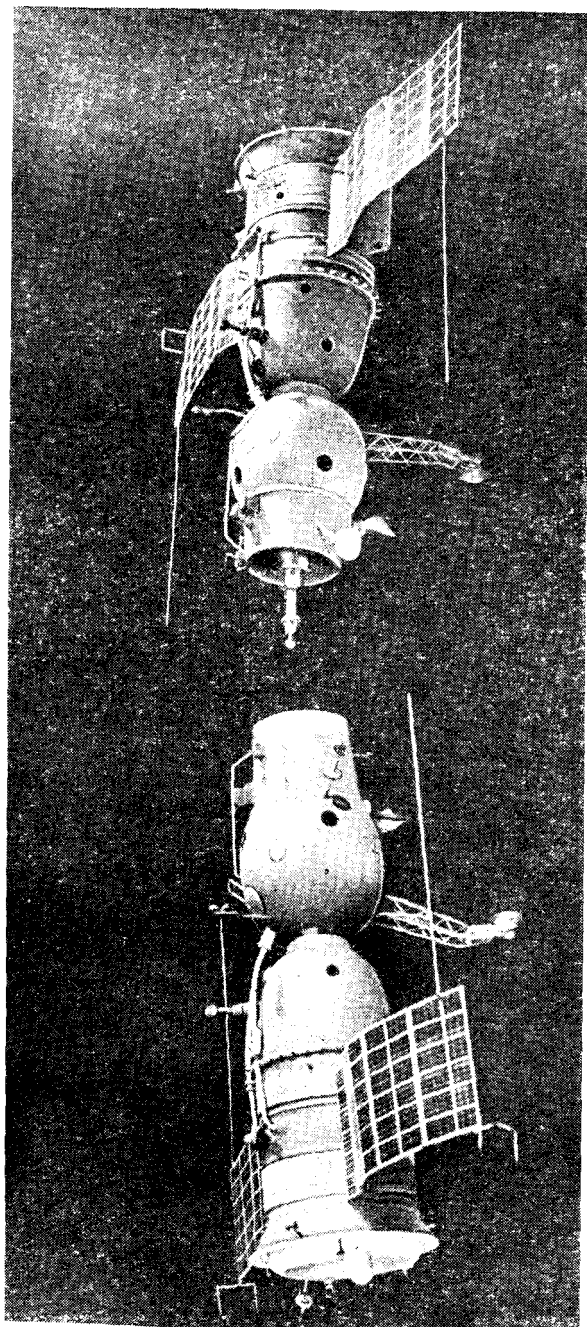


Рис. 55. Автоматическая стыковка кораблей «Союз»

орбите спутника Земли и создании постояннодействующих орбитальных станций.

30 января 1964 г. для изучения условий радиационной безопасности космических полетов был осуществлен запуск двух искусственных спутников Земли — научных станций «Электрон-1» и «Электрон-2».

Эти станции были запущены на разные орбиты, удаленные от Земли на 7 тыс. и 68 тыс. километров соответственно. Затем эксперимент был повторен на станциях «Электрон-3» и «Электрон-4». Запуск двух систем спутников «Электрон» позволил почти в течение года вести непрерывные исследования интенсивности радиации на разных высотах и составить дозиметрическую карту радиационных поясов Земли. Полученные данные имели большое значение для обеспечения радиационной безопасности космических полетов человека.

В 1965 г. состоялись запуски тяжелых орбитальных автоматических станций «Протон-1» и «Протон-2» (масса каждой из них около 12 т), а в 1968 г. состоялся запуск станции «Протон-4» массой около 17 т — наиболее крупной из орбитальных научных станций того времени. Эти станции были запущены для изучения природы первичных частиц космических лучей высокой и сверхвысокой энергии.

Успешные запуски первых искусственных спутников Земли показали, что ракетостроители Советского Союза овладели полетами в космическом околоземном пространстве со скоростями, близкими к первой космической скорости. Перед советской космонавтикой встала задача — освоить полеты со скоростями, близкими ко второй космической скорости, и приступить к обследованию окололунного космического пространства.

Как известно, впервые на Луну направил свой телескоп в 1610 г. Галилей. Однако в течение более трех с половиной столетий для наблюдения была доступна только одна половина лунной поверхности, постоянно обращенная к Земле. Вторая половина ее была скрыта от человеческого глаза, поэтому была составлена карта видимой с Земли лунной поверхности. Новую эпоху в изучении Луны открыл полет советской космической станции «Луна-1», начавшийся 2 января 1959 г. (рис. 56).

Последняя ступень ракеты, пройдя земную атмосферу, впервые в мире развила вторую космическую скорость — около 11,2 км/с и вывела станцию на трассу, ведущую к Луне. Станция была хорошо оборудованной для исследования космоса автоматической лабораторией. Ее контейнер имел массу 361,3 кг. Запуск станции преследовал основную цель — разведать путь к Луне. 4 января станция пролетела вблизи Луны на расстоянии 5000—6000 км от ее поверхности и стала первой в мире искусственной планетой Солнечной системы. Она и ныне летает в космосе между орбитами Земли и Марса, делая один оборот вокруг Солнца за 450 суток.

Вторая лунная станция — «Луна-2» стартовала 12 сентября

1959 г. На ней находились вымпелы с изображением Государственного герба Советского Союза. 14 сентября станция осуществила жесткую посадку на поверхность Луны. Впервые тело, покинувшее Землю, опустилось на Луну.

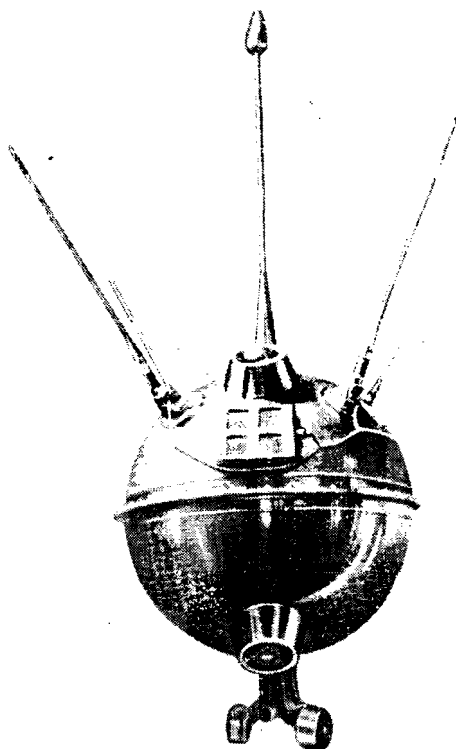


Рис. 56. Автоматическая станция «Луна-1»

При полете станции «Луна-3», запущенной 4 октября 1959 г., была сфотографирована невидимая с Земли сторона Луны. Это был первый в истории человечества успешный эксперимент по фотографированию и передаче из космоса на Землю изображений другого небесного тела. Два фотоаппарата, установленные на «Луне-3», фотографировали невидимую с Земли сторону Луны, за исключением части поверхности (сегмента), оказавшейся вне поля зрения объективов фотокамеры. Эту часть лунной поверхности сфотографировала автоматическая станция «Зонд-3», полет которой начался в июле 1965 г. и закончился в марте 1966 г. Его целью было не только фотографирование Луны, но и испытание бортовой аппаратуры в условиях длительного космического полета.

Ко времени окончания полета «Зонд-3» отделяли от Земли 150 000 000 км, что равно расстоянию между Землей и Солнцем.

Создание многоступенчатых ракет сделало возможным старты космических кораблей к Луне не с поверхности Земли, а с орбиты ее искусственного спутника, что позволило продолжить изучение Луны с помощью станций-автоматов.

В сторону Луны были запущены станции «Луна-4», «Луна-5», «Луна-6», «Луна-7» и «Луна-8», которые продолжали разведку лунной трассы и подготавливали решение задачи мягкой посадки контейнера с научной аппаратурой на лунную поверхность, отработки приборов астроориентации, управления бортовой аппаратурой и радиоконтроля траектории.

3 февраля 1966 г. была осуществлена мягкая посадка автоматического аппарата — станции «Луна-9» на поверхность Луны. Масса этой станции в момент ее выхода на траекторию полета к Луне составляла 1583 кг. Стартовала она с орбиты искусственного спутника Земли и кроме научной аппаратуры имела специальную двигательную установку для коррекции траектории полета и торможения при полете к Луне, а также отсек управления. После проведения соответствующей коррекции по радиокоманде с Земли при подходе к лунной поверхности на расстоянии 75 км автоматически включилась двигательная установка, и станция «Луна-9» (рис. 57), предварительно отбросив тормозную двигательную установку, плавно опустилась на поверхность Луны.

Она провела семь сеансов радиосвязи с Землей и по телеканалам передавала изображение панорамы лунной поверхности. Семьдесят пять часов на поверхности Луны работали системы советской автоматической станции.

Полет станции «Луна-9» доказал возможность осуществления мягкой посадки космических аппаратов на лунную поверхность.

«Луна-13» (рис. 58), стартовавшая с Земли 21 декабря 1966 г., имела такую же телевизионную систему для передачи на Землю лунных панорам, как и станция «Луна-9». Помимо телепередач с Луны станция «Луна-13» производила исследование верхнего слоя лунного грунта. Оказалось, что он имеет плотность 0,8 г/см³, т. е. меньше средней плотности Луны и значительно меньше плотности земных пород.

Другие станции («Луна-10», «Луна-11», «Луна-12», «Луна-14», «Луна-15») исследовали окололунное пространство, изучали плотность метеорных потоков, радиационную обстановку, магнитное поле и передавали информацию на Землю. Кроме того, они фотографировали лунную поверхность.

В период работы XXIII съезда Коммунистической партии Советского Союза делегаты и гости съезда с глубоким волнением прослушали мелодию партийного гимна «Интернационал», переданную с борта станции «Луна-10», которая стала первым в мире искусственным спутником Луны. Активная работа первого искусственного спутника Луны длилась 56 суток. За это время он совершил 460 оборотов вокруг Луны, передал на Землю большой

объем научной информации. Наука получила много новых сведений о гравитационном и магнитном полях Луны, о химическом составе и радиоактивности ее грунта, о магнитном шлейфе Земли, в котором неоднократно оказывалась Луна вместе со своим спутником.

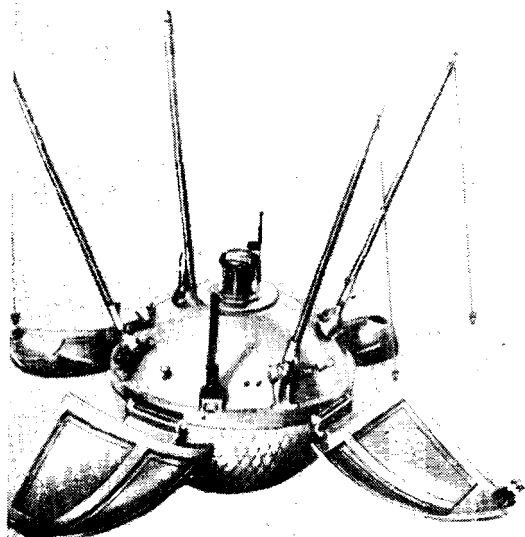


Рис. 57. Автоматическая станция «Луна-9»

Для 60-х годов характерны исследования не только Луны и окружающего ее пространства. Исследовались и более отдаленные небесные тела, в частности Венера и Марс.

Венера — одна из самых таинственных планет Солнечной системы. Она всегда покрыта непрозрачным слоем густых облаков, которые скрывают ее поверхность от земных наблюдателей. Поэтому ее изучение с помощью автоматических станций привлекало внимание ученых всего мира. В своем движении по орбите Венера периодически занимает относительно Солнца и Земли два диаметрально противоположных положения. При этом минимальное рас-

стояние между Венерой и Землей составляет около 42 млн. км, а максимальное — 258 млн. км. Поэтому первой задачей наших ученых было определение выгодной межпланетной траектории полета к Венере.

12 февраля 1931 г. впервые в мире отправилась в сторону Венеры советская автоматическая станция «Венера-1», масса которой составляла 643,5 кг. Она стартовала с тяжелого искусственного спутника Земли. «Венера-1» выполнила большую часть воз-

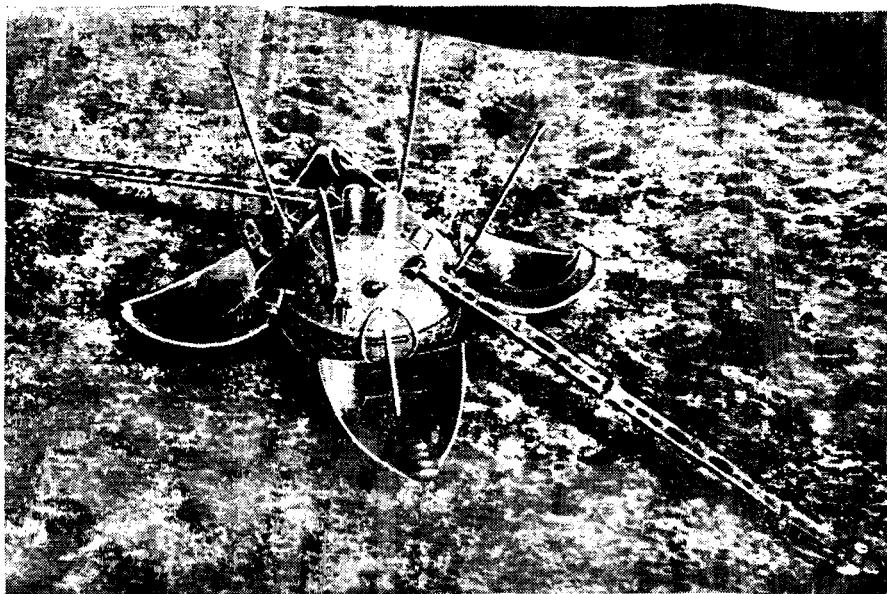


Рис. 58. Автоматическая станция «Луна-13» (исследование грунта)

ложенных на нее задач. Связь с ней продолжалась на расстоянии до 23 млн. км. «Венера-2», а за ней «Венера-3» стартовали в ноябре 1965 г. Станция «Венера-3» 1 марта 1966 г. достигла поверхности Венеры и доставила на нее первый вымпел Советского государства. Пройденный ею межпланетный путь составил около 350 млн. км.

Затем стартовали станции «Венера-4», «Венера-5» и «Венера-6», которые сообщали на Землю данные об атмосфере планеты. Было установлено, что на 90% она состоит из углекислоты. Полеты «Венеры-5» и «Венеры-6» и перевод их спускаемых аппаратов на режим плавного спуска в атмосфере Венеры позволили передавать от каждой ступени телеметрическую информацию на Землю сеансами, продолжавшимися 53 и 51 мин соответственно. Были получены данные о структуре потоков околопланетной

плазмы, об ультрафиолетовом излучении, о содержании углекислого газа, кислорода, воды и азота в атмосфере на разных уровнях над поверхностью планеты. Зондирование проводилось на высотах 25—40 км.

Советская программа освоения космического пространства включает и запуски автоматических станций под общим названием «Зонд». Эти спутники предназначены для отработки некоторых систем и агрегатов перспективных кораблей, проведения науч-



Сергей Павлович Королёв

ных исследований и совершенствования методов навигации в дальнем космосе. В частности, на станции «Зонд-2» впервые в мире были испытаны плазменные ракетные двигатели, осуществившие коррекцию траектории движения этой станции.

Особо ответственные задачи были возложены на станцию «Зонд-5», которая после полета по трассе Земля—Луна—Земля впервые вошла в атмосферу Земли со второй космической скоростью и, совершив баллистический спуск, приводнилась в заданном районе Индийского океана,

Станция «Зонд-6», облетев и сфотографировав Луну, возвратилась на Землю черепаха, взятых в полет. Перед входом в нижние слои атмосферы спускаемый аппарат отделился от станции. Аэродинамическая форма и надежная теплозащита аппарата позволяли ему совершать как баллистический, так и управляемый спуск в атмосфере Земли.

Как указывалось ранее, значительные перегрузки и тепловые потоки, действующие на космический аппарат при входе в атмосферу со скоростью около 11,2 км/с, существенно снижаются при управляемом аэродинамическом спуске. В этом случае спускаемый аппарат, совершив первое погружение в плотные слои атмосферы, пронесется над участком Земли и за счет подъемной силы корпуса «взмывает» вверх. Однако сила земного тяготения вновь заставит его вернуться в воздушную оболочку, но уже с гораздо меньшей скоростью — около 7 км/с. Таким образом, только благодаря пассивному торможению в плотных слоях атмосферы скорость движения спускаемого аппарата снижается почти в 50 раз, что позволяет ввести в действие парашютную систему. В частности, станция «Зонд-7» после облета Луны совершила мягкую посадку на Землю после двойного погружения спускаемого аппарата в атмосферу, благодаря аэродинамическому торможению его скорость была снижена до 200 м/с. Эти эксперименты важны для обеспечения безопасности полета человека на межпланетных трассах.

1 ноября 1962 г. взяла старт к планете Марс автоматическая станция «Марс-1». В течение почти пяти месяцев с ней поддерживалась устойчивая радиосвязь. К этому времени станция удалилась от Земли на расстояние более 106 млн. км. Станция четко передавала данные об окружающих условиях в космическом пространстве между орбитами Марса и Венеры, сообщала о существовании неизвестного ранее метеорного потока.

Важнейшее значение для освоения полетов в околоземном космическом пространстве имели запуски советских космических кораблей-спутников, начатые 15 мая 1960 г. Основными задачами корабля-спутника, запущенного 19 августа 1960 г., являлись отработка систем, обеспечивающих нормальную жизнедеятельность человека в герметической кабине, безопасность полета космического корабля и возвращение его на Землю. В кабине корабля был помещен контейнер с подопытными животными — собаками Белкой и Стрелкой. В отдельном отсеке контейнера находились 12 мышей, насекомые, растения, грибовые культуры, семена пшеницы, гороха, кукурузы, лука и другие биологические объекты. Присутствие в кабине живых существ потребовало точного соблюдения температурного режима, регулярной подачи пищи и питьевой воды, удаления углекислого газа, строгой дозировки подачи кислорода в составе газовой смеси воздуха, разработки устройств для удаления отходов.

В соответствии с программой исследований космоса в СССР были осуществлены еще три экспериментальных полета кораблей-

спутников. Накопленный положительный опыт запусков искусственных спутников Земли и кораблей-спутников позволил советским ученым вплотную подойти к практическому осуществлению полетов в космическом пространстве аппаратов с человеком на борту.

ПЕРВЫЙ ПОЛЕТ ЧЕЛОВЕКА В КОСМОС

В начале 1961 г. была закончена постройка первого в мире пилотируемого космического корабля-спутника «Восток». Это было итогом большой и целенаправленной программы исследовательских и конструкторских работ ученых.

Масса корабля составляла 4,73 т. Конструктивно «Восток» состоял из двух отсеков: спускаемого аппарата и приборного отсека. Они соединялись с помощью четырех стяжных лент, запертых пиротехническим замком. Спускаемый аппарат, в который входила и



Рис. 59. В кабине корабля «Восток»

кабина космонавта, был выполнен в форме шара диаметром 2,3 м и покрыт теплоизоляционным материалом. Его масса 2,4 т. В кабине космонавта имелись три иллюминатора, защищенные жаропрочными стеклами, а также катапультируемое кресло для космонавта, одетого в скафандр (рис. 59). В кресле находились система вентиляции скафандра, парашютные системы и наземный аварийный запас. Кресло одновременно служило и средством спасения в случае аварии на старте. Специальные ракетные двигатели, установленные на нем, могли удалить космонавта из опасной

зоны и поднимать на высоту, достаточную для надежного срабатывания парашютной системы спасения. Для придания кораблю в полете нужного положения предусматривалась система одноосной ориентации на Солнце. Она состояла из гироскопических и оптических датчиков, логических устройств и микрорактивных двигателей, работающих на сжатом газе. Ориентацию предполагалось осуществлять автоматически и вручную.

Для управления кораблем в кабине имелся пульт пилота с приборной доской и ручки с блоком управления. С помощью миниатюрного глобуса Земли, расположенного на приборной доске, космонавт мог определить местоположение корабля относительно Земли.

Благодаря системе кондиционирования в кабине можно поддерживать нормальное давление (около 750 мм рт. ст.), влажность, концентрацию кислорода и температуру в пределах 12—25°С. Запасы пищи, воды и химических веществ для регенерации воздуха были рассчитаны на десятисуточный полет. «Восток» был снабжен радиоаппаратурой для связи космонавта с Землей, телеметрической системой, позволявшей постоянно контролировать состояние и самочувствие космонавта, работу бортовых систем и параметры среды в кабине космонавта, а также телевизионной аппаратурой для визуального наблюдения за состоянием космонавта.

12 апреля 1961 г. первый корабль-спутник «Восток», пилотируемый летчиком-космонавтом Ю. А. Гагариным (1934—1968 гг.), был выведен на орбиту искусственного спутника Земли. Общая продолжительность полета от старта до приземления составила 1 ч 48 мин (108 мин).

Как же проходил этот исторический полет? Корабль готов к полету. Все покинули стартовую площадку. Руководители полета заняли свои места в специальном бункере, установили связь с космонавтом и стартовой командой. Отведены от ракеты фермы обслуживания. Начали работать двигатели первой ступени, постепенно развивая мощность в миллионы лошадиных сил. Ракета, медленно покачиваясь, движется вверх (рис. 60), удаляясь, ложится на курс и становится невидимой для человеческого глаза.

По мере увеличения скорости растут перегрузки, как бы увеличивая вес космонавта в 4—5 раз. Двигатели первой ступени прекратили работу, и от центрального блока отделились четыре боковых блока. Вторая ступень ракеты продолжала работать, проходя плотные слои атмосферы. Затем включилась третья ступень ракеты, разгоняя корабль до первой космической скорости, равной 8000 м/с, или 28 800 км/ч. Космический корабль «Восток» с космонавтом Страны Советов вышел на орбиту искусственного спутника Земли. Космонавт доложил на Землю о выходе на орбиту, сделал первые записи в бортовом журнале и обнаружил, что ручка, которой он записывал, осталась висеть в пространстве кабины. Это было явление невесомости. Юрий Гагарин в полуторачасовом полете провел день и ночь, хотя эти понятия в кос-

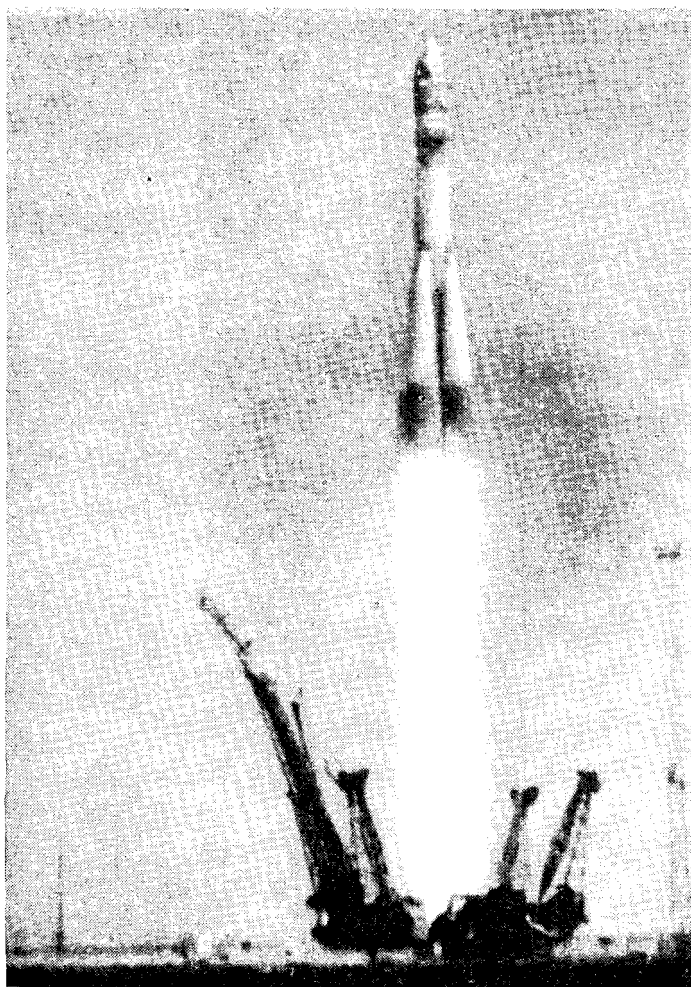


Рис. 60. Начало полета корабля «Восток»

мось весьма условны. Условны понятия «верх» и «низ», «право» и «лево». Ведь летящий по орбите корабль все время медленно вращается. В один и тот же иллюминатор космонавт поочередно видит то Землю, то Луну, то яркое Солнце, то черноту космоса. Он не чувствует этого вращения, не ощущает ни верха, ни низа.

Программа первого полета человека в космическое пространство выполнена, и корабль должен вернуться на родную Землю. Для этого необходимо уменьшить скорость корабля и перевести его на траекторию спуска, включить тормозную установку. Но раньше следует прекратить вращение корабля, так как не исключено, что корабль получит дополнительную скорость и перейдет не на траекторию спуска, а на более высокую орбиту. Реактивная струя двигателя тормозной установки направлена против направления движения корабля, поэтому он уменьшает скорость и переходит на траекторию спуска.

На этапе окончания работы тормозного двигателя и перехода корабля на траекторию спуска отделился приборный отсек, и спускаемый аппарат вошел в плотные слои атмосферы, где благодаря аэродинамическому торможению уменьшилась его скорость. Температура окружающего воздуха вокруг спускаемого аппарата достигала нескольких тысяч градусов. Корабль летел, обвятый пламенем, но для сохранения нормальной температуры в кабине космонавта корабль «Восток» был покрыт толстым слоем специальной теплозащиты, следы обгорания которой были обнаружены после приземления. На рис. 61 показан корабль, благополучно возвратившийся из космоса.

Юрий Алексеевич Гагарин открыл эру полетов человека в космос. Первый в истории полет в космическое пространство позволил сделать вывод о практической возможности полетов человека в космос. Полет корабля «Восток» казался чудом века, но чуда не было; была реальная действительность. Этот полет был победой нашей науки и техники, ярким проявлением творческого гения всего советского народа.

«10 дней, которые потрясли мир» — так назвал свою книгу о Великой Октябрьской социалистической революции известный американский публицист Джон Рид — большой друг Советской страны. «Потрясенный мир» вступил в новую эпоху истории человечества — эпоху коммунизма.

108 минут полета Юрия Гагарина вновь потрясли мир. Его полет был большой победой для всех, кто проектировал и строил космический корабль и все его системы, кто руководил полетом, готовил космонавтов, докладывал о возможности полета советского гражданина в космическое пространство на отечественном космическом пилотируемом корабле.

Всего лишь 40 лет отделяли запуск первого искусственного спутника Земли от Великой Октябрьской социалистической революции. Путь проникновения в космос начался в период, когда Владимир Ильич Ленин разрабатывал план ГОЭЛРО, когда в лютые морозы коммунисты и комсомольцы Волховстроя возводили

плотины первой гидроэлектростанции, когда нечеловеческим напряжением воли и сил советские люди создавали индустриальные центры, строили новые города и заводы, закладывали энергетическую базу страны. Год за годом Коммунистическая партия вела нашу страну по указанному Лениным пути, воспитывала кадры советских ученых и инженеров, прививала народу огромную любовь к знаниям.

Покорение космоса — одна из самых трудных и сложных научно-технических проблем современности.

Наша Родина стала пионером в освоении космического пространства, а ее ученые, инженеры, рабочие и космонавты — первыми, кто проложил дорогу человечеству в космос. Советскому

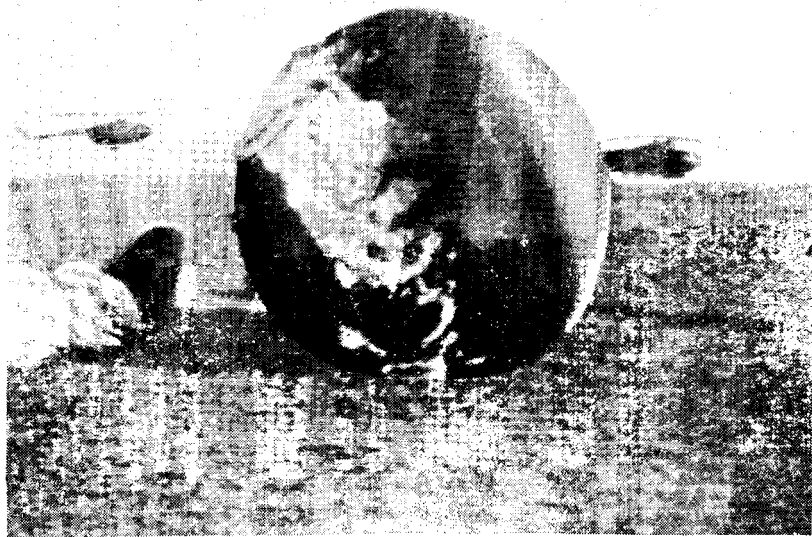


Рис. 61. Космическое путешествие закончилось

Союзу принадлежит приоритет в решении большинства этапных задач космонавтики:

запуск первого спутника («Спутник-1») на околоземную орбиту — 1957 г.;

запуск первого межпланетного космического аппарата «Луна-1» — 1959 г.;

первая жесткая посадка «Луны-2» на другое небесное тело — 1959 г.;

первый полет человека в космос (Ю. А. Гагарин, «Восток-1») — 1961 г.;

первый выход человека в открытое пространство (А. А. Леонов, «Восход-2») — 1965 г.;

первая мягкая посадка «Луны-9» на Луну — 1966 г.;

выход на орбиту первого искусственного спутника Луны («Луна-10») — 1966 г.;

облет Луны и возвращение на Землю автоматического аппарата «Зонд-5» — 1968 г.;

создание первой экспериментальной пилотируемой станции («Союз-4», «Союз-5») — 1969 г.;

создание первой орбитальной пилотируемой станции «Салют» — 1971 г.



· Валентин Петрович Глушко

В ознаменование эпохального достижения нашей страны на пути освоения космоса 12 апреля стало Всемирным днем авиации и космонавтики. Этот день торжественно празднует все человечество, признавая величайшее значение полета Ю. А. Гагарина для развития космонавтики и грандиозную победу нашей Родины в изучении и освоении космического пространства.

Как известно, в полете на космическом корабле быстро растет не только скорость, но и перегрузка. Может ли человек перенести их? Подтвердятся ли на практике наземные испытания? Как будет переноситься невесомость? Как будет происходить спуск с орбиты, раскрытие парашютов? На эти и другие вопросы стало возможным ответить только после первого полета в космос человека — советского гражданина. Этот полет имел огромное научно-познавательное и практическое значение. Он показал, что человек может переносить условия космического полета, выведения на орбиту и возвращения на поверхность Земли, сохраняя при этом работоспособность, координацию движений и ясность мышления.

Следует напомнить, что первый орбитальный полет, совершенный американским космонавтом Гленом, был выполнен почти на год позже — 20 февраля 1962 г.

Академик Сергей Павлович Королев говорил о первом космонавте, что в нем счастливо сочетаются мужество, аналитический ум, исключительное трудолюбие.

После полета Ю. А. Гагарин продолжал учиться настойчиво, целеустремленно. Он блестяще защитил дипломный проект и с отличием окончил Военно-воздушную инженерную академию имени проф. Н. Е. Жуковского.

Человеку от природы свойственно стремление изучать все новое, неизвестное. Непреодолима его жажда к познанию окружающего мира. В этом залог непрерывного, беспредельного прогресса человечества. Наш замечательный соотечественник К. Э. Циолковский еще полвека тому назад утверждал, что планета Земля есть колыбель разума, но нельзя вечно жить в колыбели, и человечество не останется вечно на Земле, оно в погоне за светом и пространством сначала робко проникнет за пределы атмосферы, а затем завоюет себе все околоземное пространство.

Бурное развитие науки и техники в последние десятилетия позволило в октябре 1957 г. вывести на околоземную орбиту первый искусственный спутник Земли, а в 1961 г. совершить первый шаг человека в бескрайние просторы Вселенной. Так началась космическая эра человечества, началось освоение космоса, становление новой профессии — космонавт.

ПОЛЕТЫ НА КОРАБЛЯХ «ВОСТОК-2», «ВОСТОК-3», «ВОСТОК-4»

6 августа 1961 г. состоялся успешный запуск корабля-спутника «Восток-2», пилотируемого майором Г. С. Титовым (рис. 62). Программа второго космического полета, рассчитанная на 17 оборотов вокруг Земли, предусматривала выполнение большого объема научных исследований и наблюдений. Конструкция корабля по существу не отличалась от конструкции корабля «Восток».

В полете проверялись работоспособность космонавта в условиях продолжительного пребывания в кабине летящего корабля, харак-

тер суточного цикла жизнедеятельности его организма, особенно-сти приема пищи. Периоды бодрствования и работы космонавта чередовались в определенной последовательности с периодами отдыха и сна.

Совершив более 17 оборотов вокруг Земли и пролетев 700 тыс. км, корабль благополучно приземлился.

После полета Г. С. Титов рассказал, что очень интересно наблюдать из космоса за Землей: можно различить реки, горы, хорошо видны облака, их легко отличить от снега по тени, отбрасываемой на поверхность Земли.

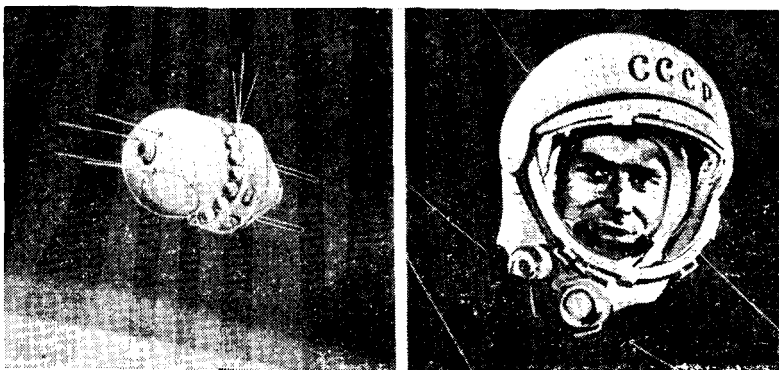


Рис. 62. Г. С. Титов, совершивший суточный полет в космос на корабле-спутнике «Восток-2»

Длительное пребывание в условиях невесомости и последующий спуск с орбиты по траектории снижения, сопровождаемый действием возрастающих перегрузок, не отразились на здоровье космонавта.

Успешный почти 25-часовой полет «Востока-2» показал, что физические особенности космической среды не препятствуют продолжительным полетам человека в космосе. В групповом полете с 11 по 15 августа 1962 г. на кораблях «Восток-3» и «Восток-4» А. Г. Николаевым и П. Р. Поповичем (рис. 63) проверялась работа бортовых систем в условиях длительного пребывания в космосе, работа комплекса технических средств, выводивших корабли в непосредственную близость друг к другу. При этом осуществлялась и отработка систем наземного управления кораблями, одновременно совершающими полеты по близким орбитам. В этом полете впервые была произведена прямая передача телевизионных изображений с борта космического корабля в сеть трансляционных станций массового телевидения, проверена возможность пребывания космонавта в условиях свободного плавания в кабине и выполнения операторской деятельности в незафиксированном по-

ложении. Основной целью полета была проверка возможности жизнедеятельности и работы в условиях многосуточного космического полета.

Как рассказывал П. Попович, он сравнительно легко перенес перегрузки, возникшие при выведении корабля на орбиту, и, быстро освоившись с невесомостью, приступил к выполнению намеченной программы. Для этого прежде всего предстояло отстегнуться от подвесной системы и осуществить плавание в кабине.

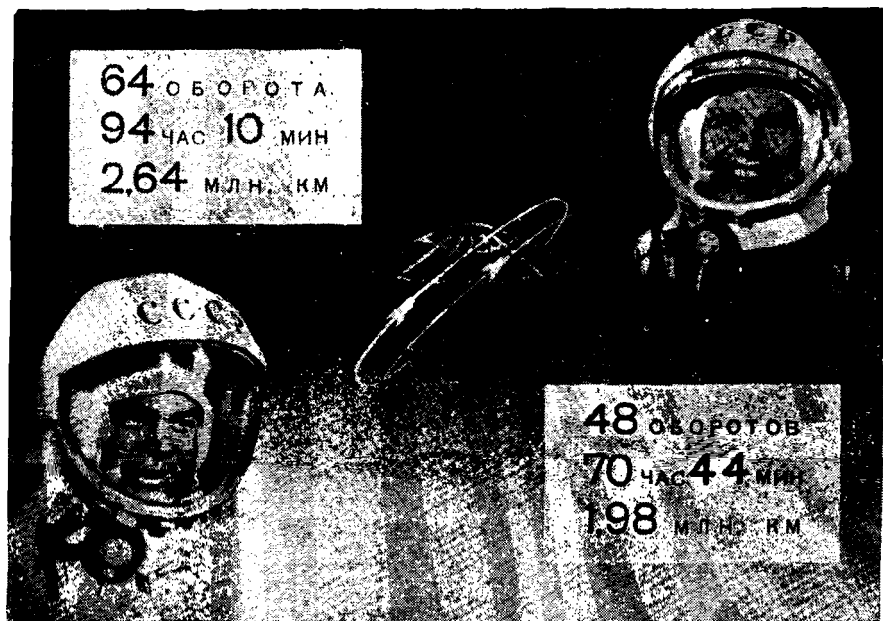


Рис. 63. А. Г. Николаев и П. Р. Попович, совершившие первый в мире групповой полет в космос на кораблях-спутниках «Восток-3» и «Восток-4»

При выполнении этой операции П. Попович использовал опыт А. Николаева, стартовавшего на сутки раньше и уже выполнившего эту операцию. В свободном плавании космонавт рисовал, делал обороты вокруг продольной оси тела и другие движения и не испытывал при этом никаких неприятных ощущений. Наблюдая земную поверхность через иллюминатор, космонавт четко различал горные массивы, реки и оксаны. На фоне облачности хорошо наблюдались молнии в виде синих вспышек.

Во время полета П. Попович без затруднений выполнял ручную ориентировку корабля и другие виды работ, поддерживал связь с Землей и с «Востоком-3». Длительное (до 4 суток) пребывание в космосе, как показали обследования, не вызвало у него существ-

венных изменений в организме, не нарушило работоспособности и координации движений.

В полетах А. Николаева и П. Поповича впервые были проверены пребывание космонавтов в условиях свободного плавания в кабине и возможность выполнения космонавтами операторской деятельности в незафиксированном положении. Кроме того, изучались психофизиологические функции космонавтов, их работоспособность, проводились испытания систем жизнеобеспечения космонавтов. В результате этих полетов была отработана система обеспечения групповых полетов космических кораблей.

ПОЛЕТ В. БЫКОВСКОГО и В. ТЕРЕШКОВОЙ

14 июня 1963 г. «Восток-5», пилотируемый В. Быковским, за 119 ч 81 раз облетел вокруг земного шара и покрыл расстояние в 3 млн. 300 тыс. км, а 16 июня «Восток-6», пилотируемый В. Терешковой, за 71 ч облетел 48 раз вокруг нашей планеты (рис. 64).



Рис. 64. В. Ф. Быковский и В. В. Терешкова, совершившие совместный полет в космос на кораблях-спутниках «Восток-5» и «Восток-6»

Эти выдающиеся полеты — славная победа труда, мысли и разума советского человека — первооткрывателя космической эры, колоссальный научно-технический успех, они расширили границы

наших познаний о Вселенной, еще раз доказали надежность и совершенство наших космических кораблей. Совместный длительный полет знаменателен и тем, что командиром корабля «Восток-6» была первая в мире женщина-космонавт Валентина Владимировна Терешкова, ныне председатель комитета советских женщин. Мог возникнуть вопрос, как справится женский организм со сложной, физически трудной работой космонавта?

В. Терешкова изучала ракетную технику, схемы и оборудование корабля. Она упорно трудилась, много времени отдала учебе, занималась спортом. В. Терешкова стремилась выполнить как можно лучше любое наставление врачей и инструкторов. Все это помогло ей справиться с трудной работой космонавта.

Проблема познания и освоения Вселенной всегда волновала человека. Каждый запуск наших кораблей — подъем еще на одну ступеньку космической лестницы, лестницы, уходящей к другим планетам и другим мирам. Все исследования, предусмотренные советской космической программой, направлены на усиление власти человека над природой и раскрытие ее тайн. Решающий этап исследования — это деятельность самого человека, работа людей в космическом пространстве и на других небесных телах. Много внимания уделялось разработке мощных ракет, способных оторвать от Земли тяжелый груз. Необходимо было понять и оценить влияние основных факторов космического полета на человека (ускорения при старте, невесомости в полете, торможения при спуске), проверить и усовершенствовать устройства, обеспечивающие жизнь человека на космическом корабле. Ученые решали задачи по управлению кораблем и проведению научных наблюдений. Для этого нужно было увеличивать продолжительность полетов.

После первых полетов космонавтов можно было приступить к длительным космическим полетам. Таким полетом, рекордным в то время по продолжительности, являлся полет корабля «Восток-5» с космонавтом В. Быковским на борту. Было уже ясно, что в дальнейшем будут проводиться сложные маневры в космическом пространстве, переход из одного корабля в другой, действия вне корабля и др.

Наступил новый этап в изучении и освоении космоса. Программа его выполнения казалась огромной даже по сравнению с тем, что уже было сделано. Столь же велико было различие между задачами первого искусственного спутника Земли и космического корабля «Восток», на котором совершил свой замечательный подвиг Ю. Гагарин.

Наступление космической эры вызывает перестройку мировоззрения человека и рождает новые идеи. Он начинает мыслить новыми, доселе невиданными масштабами и добивается таких достижений, которые еще вчера казались немислимыми. Ученые предполагают, что до конца нашего столетия будут предприняты первые полеты человека к ближайшим мирам, а познание большого мира, в котором живет человек, — одна из интереснейших

задач, стоящих перед нами. Мы должны гордиться тем, что наша страна играет авангардную роль в изучении и освоении космического пространства.

Полеты кораблей «Восток-5» и «Восток-6» вызвали восхищение наших друзей за рубежом. Так, генеральный секретарь Французской коммунистической партии Морис Торез, приветствуя наших ученых, технических специалистов и рабочих, которые добились значительных успехов в завоевании космоса, говорил, что это мирный подвиг, но это не значит, что нет побежденных. К побежденным, например, относятся политики прошлых времен, называвшие социализм утопией и предсказывавшие падение строя, только что пославшего в космос одну из своих дочерей вслед за одним из сыновей.

В иностранной печати сообщалось о том, что В. Быковский установил новый мировой рекорд длительности космического полета, сделал больше витков вокруг Земли, чем все американские космонавты, вместе взятые. Председатель Международной демократической федерации женщин Эжени Коттон говорила, что полет Валентины Терешковой совершается накануне открытия Всемирного конгресса женщин и что сам факт этого полета убедительно говорит о том, что женщина везде и всюду может быть равной с мужчиной. Наш народ от всего сердца поздравлял экипажи кораблей «Восток-5» и «Восток-6» с успешным завершением нового совместного космического полета и гордился их подвигом, умножившим славу советского народа и обогатившим науку.

Итогом групповых полетов «Восток-3», «Восток-4», «Восток-5» и «Восток-6» явилось выполнение обширной программы научно-исследовательских работ: фотографирование Солнца и звездного неба, наблюдение облачного покрова и многократные замеры радиационного фона, позволившие уточнить положение нижней границы радиационного пояса Земли.

Все эти корабли были выведены на орбиты с большой степенью точности, и со столь же большой точностью было произведено их последующее приземление.

В первых космических полетах советских кораблей серии «Восток» основное внимание уделялось вопросам изучения переносимости человеком условий космического полета. С помощью телеметрической аппаратуры на Землю передавались параметры, характеризующие функции организма космонавта. Кроме того, космонавт субъективно оценивал свое состояние и проводил эксперименты по исследованию устойчивости вестибулярного аппарата, своих психофизиологических возможностей.

В этих же полетах выполнялся достаточно большой объем экспериментов научно-технического характера: получение данных, позволяющих изучать физику земной атмосферы и исследовать возможности определения различных метеорологических явлений и прогнозирования их развития, исследование солнечного излучения и солнечной короны, решение вопросов астронавигации, развития растений в условиях невесомости.

ПОЛЕТ НА МНОГОМЕСТНОМ КОРАБЛЕ «ВОСХОД»

Положительный опыт полетов космических кораблей класса «Восток» обусловил возможность выполнения расширенных и усложненных исследовательских программ на более крупных и более совершенных кораблях-спутниках. Для выполнения проводимых экспериментов, требующих разносторонних и глубоких знаний, одного человека стало недостаточно. В связи с этим в Советском Союзе приступили к проектированию, а затем и к постройке многоместных космических кораблей класса «Восход».

Первый из этих кораблей — трехместный пилотируемый корабль с экипажем в составе командира В. М. Комарова, научного работника К. П. Феоктистова и врача Б. Б. Егорова был выведен на орбиту спутника Земли 12 октября 1964 г. (рис. 65). Он существенно отличался от кораблей, построенных ранее. «Восход» был снабжен двумя тормозными установками. Это повышало надежность перехода корабля с орбиты спутника на траекторию снижения и позволило послать его на более высокую орбиту.

Системы корабля обеспечивали приземление кабины экипажа практически с нулевой вертикальной скоростью. Высокая надежность герметизации кабины впервые позволила экипажу совершить полет без скафандров. В этих условиях три члена экипажа получили в одном полете значительно больший объем информации, чем при полете любого из одноместных кораблей. Были полу-



Рис. 65. Экипаж в составе В. М. Комарова, К. П. Феоктистова и Б. Б. Егорова, совершивший полет в космос на многоместном корабле-спутнике «Восход»

чены новые данные для развития космической техники. Исследовались вопросы групповой деятельности. Проведены прямые медицинские наблюдения и инструментальные психофизиологические исследования физиологической деятельности человека в полете.

Врач Егоров брал пробы в состоянии невесомости, а также анализировал физиологические параметры членов экипажа в различные моменты полета.

Выполнено много научно-технических экспериментов в интересах геофизики, а также в области изучения физики Солнца, структуры и свойств атмосферы и околоземного космического пространства. Экспериментально были получены данные о структуре границы горизонта, необходимые для выбора опорного слоя в оптическом диапазоне волн при конструировании навигационных приборов. Проводились наблюдения за звездным небом и крупными звездами для проверки возможностей ориентации корабля по звездам. С этой же целью были выполнены астронавигационные измерения с помощью секстанта. Члены экипажа исследовали поведение жидкости в условиях невесомости.

Интересными были наблюдения космонавта К. П. Феоктистова, который сравнивал свои впечатления об активном участке полета с Земли и из кабины корабля. После полета он говорил, что в кабине корабля все воспринимается несколько проще. Более того, все происходит даже буднично: мягкий отрыв от Земли, шум не слишком сильный, вибрации не слишком большие, низкие частоты в основном только в районе трансзвука, легкое покачивание ракеты, напоминающее покачивание поезда в пути. Легкопереносимые перегрузки к концу работы каждой ступени, естественно, увеличиваются.

Полет космического корабля «Восход» был успешно завершен, программа полета выполнена.

Следующий корабль-спутник, сконструированный на базе корабля «Восход», представлял собой двухместный космический аппарат со специальной шлюзовой камерой. Экипаж размещался в герметизированной кабине с наружной термозащитой, защищавшей его и оборудование от воздействия высоких температур на участке входа в плотные слои атмосферы. Помимо кресел пилотов в его кабине размещались: приборы контроля за бортовыми системами и приборы управления ими, аппаратура, обеспечивающая жизнедеятельность, часть аппаратуры для двусторонней связи с наземными станциями, средства пеленгации на участке спуска и приземления, приборы для медико-биологических исследований, телевизионные камеры, запасы пищи и воды.

В облолке кабины имелось три иллюминатора с жаростойкими стеклами и три люка, через которые пилоты могли покинуть корабль после приземления. Шлюзовая камера, предназначавшаяся для выхода космонавта в космическое пространство и последующего его возвращения в корабль, помещалась на корпусе кабины и сообщалась с ней посредством люка с герметичной

крышкой. Такой же люк с герметичной крышкой находился и с противоположной стороны камеры.

На корабле-спутнике помещались баллоны с запасом воздуха для продувки шлюза, баллоны с аварийным запасом кислорода, а также аппаратура телевизионного и киносъемочного назначения.

В приборном отсеке находились системы: радиооборудования, управления кораблем, терморегулирования, электропитания, а также жидкостная тормозная установка и резервный тормозной пороховой двигатель. С наружной стороны корпуса отсека были размещены двигатели системы ориентации корабля и баллоны со сжатым воздухом и кислородом, предназначенные для вентиляции скафандров космонавтов.

В конструкции корабля предусматривалось отделение шлюзовой камеры от приборного отсека при выходе на траекторию спуска на Землю.

ВЫХОД ЧЕЛОВЕКА В КОСМОС

18 марта 1965 г. мощная ракета-носитель вывела корабль-спутник «Восход-2», пилотируемый экипажем в составе командира корабля П. И. Беляева и второго пилота А. А. Леонова, на околоземную орбиту. На втором витке полета А. А. Леонов в специальном скафандре вышел в свободное космическое пространство (рис. 66), удалился от корабля на расстоянии более 5 м и, выполнив наблюдения, предусмотренные рабочей программой, возвратился в кабину.

Выход в просторы Вселенной был новым грандиозным шагом на пути покорения космоса. Об этом выдающемся эксперименте летчик-космонавт А. А. Леонов рассказывал, что сразу после выхода на орбиту они приступили к подготовке эксперимента. Перед выходом в шлюзовую камеру, находясь в кабине корабля, он с помощью командира надел ранец с автономными системами жизнеобеспечения.

Проверили работу оборудования, систем и аппаратуры регистрации. Выравнили давление в камере и кабине. Затем открыли крышку люка из кабины корабля в шлюзовую камеру, и через этот люк А. Леонов выплыл в камеру, после чего командир корабля закрыл крышку люка кабины корабля. Сравнив давление из камеры, он открыл крышку люка-выхода. Ослепительный свет солнечного света заполнил шлюзовую камеру. Наконец все готово, можно выходить в открытый космос.

Голова А. Леонова оказалась за обрезом выходного люка. Пешеходный космос предстал перед ним во всей своей красоте. Земля величественно проплывала перед глазами. Не спеша выбрался из шлюза и затем, слегка оттолкнувшись от люка, отделился от корабля. Фал, посредством которого космонавт был прикреплен к кораблю, растянулся на всю длину, и его движение от

корабля прекратилось. Как рассказывает А. Леонов, он ожидал увидеть резкие контрасты света и теней, но ничего подобного не было. Находящиеся в тени части корабля были достаточно хорошо освещены отраженными от Земли лучами Солнца. А. Леонов немного потянул фал на себя и стал медленно приближаться к борту. Позже он сказал, что, припоровившись, можно достаточно четко и координированно передвигаться в этих необычных условиях.

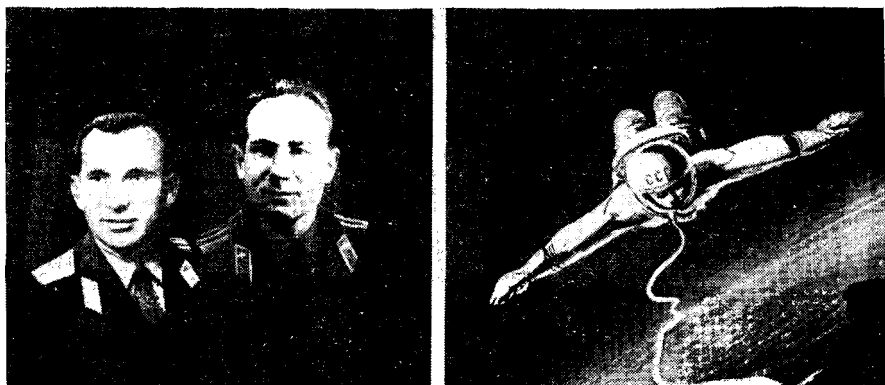


Рис. 66. П. И. Беляев и А. А. Леонов, совершившие полет на КК «Восход-2» (первый выход человека из корабля в космическое пространство осуществлен А. А. Леоновым)

Этот эксперимент показал всему миру, что человек имеет возможность не только совершать полет, находясь внутри космического корабля, но и активно действовать в космическом пространстве, работать в космосе.

В полете космонавты работали в скафандрах. Это были качественно новые скафандры. В них человек мог находиться вне корабля, в глубоком вакууме, при сильнейшем морозе и сильной жаре. Скафандр для выхода в космос был снабжен автономной системой жизнеобеспечения. Система жизнеобеспечения поддерживала заданное давление и нормальную температуру внутри скафандра, отводила излишки влаги, снабжала космонавта кислородом для дыхания. Гермошлем космонавта был оборудован специальным светофильтром, предохранявшим глаза от ярких лучей Солнца. Внутри гермошлема были расположены микрофоны внутренней связи с командиром, а в случае необходимости космонавт мог вести разговор прямо с Землей.

Выход Алексея Леонова в космос люди наблюдали с Земли, сидя у экранов телевизоров. Камера, установленная на обресе шлюзового отсека, показывала работу космонавта в течение всего времени пребывания его вне корабля.

Специалистам не было ясно, как будет вести себя человек в условиях открытого космоса и сможет ли он вообще выйти из корабля. Может быть, сразу же при выходе из корабля его перчатки «приварятся» к обшивке? Как космонавт будет перемещаться вне корабля? Сохранит ли он пространственную ориентировку? Выдержит ли фал при резком отходе космонавта от корабля? Все эти и другие вопросы ставили А. Леонова примерно в такую же психологическую ситуацию, в которой находился и Ю. Гагарин в период своего полета. Однако положение Леонова несколько облегчалось, так как он был не один. В корабле оставался П. Беляев, с которым поддерживалась непрерывная двусторонняя связь. Он руководил действиями А. Леонова и в случае необходимости был готов прийти к нему на помощь. Общее время пребывания А. Леонова в космическом пространстве составило 20 мин, в том числе вне корабля 12 мин.

В процессе выхода в открытый космос были проверены многие новые конструктивные решения, метод шлюзования, надежность работы систем управления, эффективность автономной системы жизнеобеспечения вне корабля, опробована методика управления движением космонавта в процессе выхода из корабля, его работа в условиях свободного плавания и возвращения в корабль. Когда вся программа была выполнена, П. Беляев получил разрешение на посадку. «Восход-2» имел дублированное управление посадкой. На случай отказа автоматической системы ориентации, включающей тормозную двигательную установку, предусматривалась посадка с использованием системы ручного управления. Эту систему и опробовал в работе командир двухместного космического корабля. После необходимых расчетов П. Беляев вручную сориентировал корабль и включил тормозную двигательную установку.

Необходимость в переходе на систему ручного управления возникла в связи с отказом автоматической системы солнечной ориентации. В этих условиях экипаж проявил хладнокровие и выдержку, а также высокие профессиональные качества летчика и работоспособность после длительного пребывания в космическом полете. Первый опыт с использованием ручного управления показал отличную подготовку экипажа, умение быстро и правильно ориентироваться в новой обстановке, четко управлять системами корабля.

Этот полет открыл новую страницу в истории освоения космоса. Он подтвердил эксплуатационную надежность шлюзовых систем космического корабля и удобство пользования шлюзовой камерой, надежность скафандра в условиях полного вакуума и безотказность действия средств связи между космонавтом и кораблем в условиях плавания в космическом пространстве. В полете много внимания было уделено отработке совместной деятельности экипажа, состоящего из двух человек, в процессе длительного полета и при решении задачи выхода в открытый космос. Экипаж корабля «Восход-2» блестяще справился с порученной задачей. Были

получены ценные данные, которые впоследствии использовались американскими и советскими космонавтами при выходе в открытое космическое пространство и при переходе из одного корабля в другой.

ПОЛЕТЫ НА КОРАБЛЯХ «СОЮЗ-1», «СОЮЗ-2», «СОЮЗ-3»

Осуществляя планомерное освоение космического пространства, советские конструкторы и ученые создали корабли нового типа. Это корабли серии «Союз», которые не только позволяли выполнять комплексные исследования околоземного пространства, но и открыли очередной этап в развитии космонавтики — этап создания и использования орбитальных станций. Гармоничность отечественного развития космонавтики подтверждалась каждым экспериментом. С помощью спутников серии «Космос» были испытаны методы автоматической стыковки на орбите. Это открыло широкие перспективы сборки больших космических кораблей и научных космических станций на околоземных орбитах при условии доставки на орбиту отдельных частей собираемых конструкций носителями малого веса и проведения монтажных работ без непосредственного участия людей.

23 апреля 1967 г. на орбиту спутника Земли был выведен новый космический корабль «Союз-1». Его пилотировал летчик-космонавт СССР Герой Советского Союза инженер-полковник Владимир Михайлович Комаров (рис. 67), ранее совершивший полет на корабле «Восход». Целью полета на корабле «Союз-1» было испытание нового пилотируемого корабля и отработка систем и элементов его конструкций в условиях космического полета.

В ходе полета В. Комаров полностью выполнил программу испытаний нового космического корабля, сделал много ценных замечаний по компоновке систем корабля. Это в значительной степени обусловило успешное выполнение программы полетов космическими кораблями серии «Союз». После успешного проведения полета при приземлении из-за отказа парашютной системы космонавт Владимир Комаров погиб. Посмертно ему присвоено звание дважды Героя Советского Союза.

После усовершенствования космического корабля серии «Союз» возникла необходимость нового испытания систем корабля в условиях реального космического полета. Эта задача была поручена Герою Советского Союза заслуженному летчику-испытателю Г. Т. Береговому (рис. 67). 26 октября 1968 г. был запущен космический корабль «Союз-3», а за сутки до этого на орбиту был выведен беспилотный корабль «Союз-2». В ходе четырехсуточного полета корабля «Союз-3» многократно осуществлялось маневрирование с использованием автоматической и ручной систем управления; дважды было проведено сближение с беспилотным кораблем «Союз-2» и выполнен полный комплекс испытаний систем корабля, а также большой объем научных исследований и наблюдений, в частности: наблюдение звездного неба, Земли и све-



КОСМИЧЕСКИЙ КОРАБЛЬ „СОЮЗ“

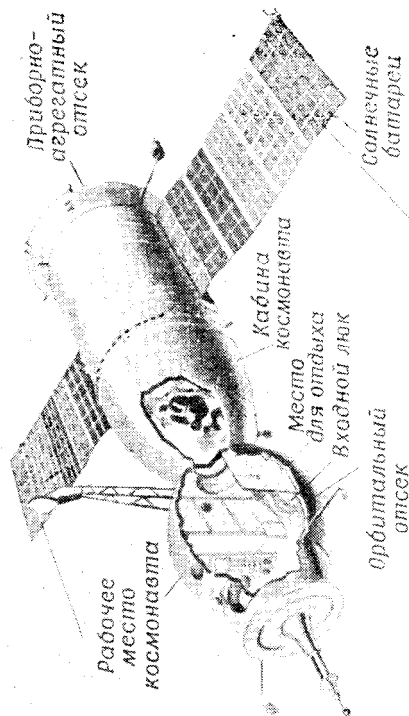


Рис. 67. В. М. Комаров и Г. Т. Береговой, совершившие полеты на кораблях-спутниках «Союз»

тил, фотографирование облачного покрова дневного и сумеречного горизонтов Земли, обнаружение тайфунов и циклонов, а также медико-биологические исследования в условиях космического полета.

Полеты кораблей «Союз-2» и «Союз-3» подтвердили правильность технических решений, положенных в основу создания космического корабля нового типа с широкими маневренными возможностями. В результате научно-технических экспериментов были получены новые ценные данные.

Иногда возникает вопрос: оправдано ли участие человека в космических исследованиях на борту космического корабля, нельзя ли получить те же результаты с помощью автоматических средств? При всех достижениях современной автоматики и телемеханики мозг человека остается самым надежным программирующим устройством, ибо только он обеспечивает быстрый логический анализ обстановки и принятие решения в ходе эксперимента. Участие человека в осуществлении научных программ на борту пилотируемого космического аппарата дает такое важное преимущество, как сознательный выбор объектов исследования. Какими бы огромными ни были возможности спутников и автоматических станций, они не могут заменить творческих возможностей человека. Автомат не может исследовать то, что принципиально неизвестно. Он способен изучать лишь те вопросы, которые в какой-то степени уже знакомы человеку. И лишь человек в процессе исследований может анализировать полученные результаты, принимать правильные решения в непредвиденных обстоятельствах и в полной мере использовать открывающиеся возможности изучения окружающего мира.

Пилотируемые космические корабли в сочетании с автоматическими аппаратами позволяют проводить новые космические исследования, обеспечивая непрерывное и регулярное получение научной информации и данных, ставить сложнейшие научно-технические и медико-биологические эксперименты, а также более уверенно снаряжать экспедиции не только на околоземные орбиты, но и в дальние космические рейсы. Именно такова советская программа космических исследований.

Конструктивно космический корабль серии «Союз» состоит из кабины космонавтов (называемой спускаемым аппаратом), орбитального отсека, приборно-агрегатного отсека. Будучи в спускаемом аппарате, космонавты стартуют, приземляются и выполняют необходимые маневры на орбите при стыковке кораблей. Кабина корабля «Союз» обладает рядом преимуществ по сравнению с кабинами ранее созданных кораблей. Форма ее — сегментально-коническое тело, напоминающее автомобильную фару, — обеспечивает при полете в атмосфере аэродинамическую подъемную силу. Путем изменения величины этой силы осуществляется управление полетом при движении в атмосфере. Траектория спуска с использованием аэродинамической силы, как уже указывалось, позволяет снизить перегрузки, действующие на экипаж на участке

спуска, до 3—4 g (по сравнению с 8—10 g при баллистическом спуске прежних космических кораблей).

Орбитальный отсек — это научная лаборатория, в которой космонавт проводит научные наблюдения, отдыхает, выполняет необходимый комплекс физических упражнений и принимает пищу. Используя орбитальный отсек в качестве шлюзовой камеры, космонавт может выйти в открытый космос.

В головной части орбитального отсека установлен стыковочный узел.

Приборно-агрегатный отсек предназначен для размещения бортовой аппаратуры и двигательных установок корабля, работающих в орбитальном полете. В приборном отсеке расположены агрегаты системы терморегулирования, системы электропитания, аппаратуры дальней радиосвязи и радиотелеметрии, приборы системы ориентации и управления движением со счетно-решающим устройством.

ОРБИТАЛЬНАЯ СТАНЦИЯ

Важным шагом в освоении космоса явился групповой полет космических кораблей «Союз-4» и «Союз-5», стартовавших 14 и 15 января 1969 г. Впервые в космосе совершали полет одновременно четыре космонавта: В. Шаталов, Б. Волинов, А. Елисеев и Е. Хрунов. А 16 января миллионы людей нашей планеты стали свидетелями выполнения нового эксперимента, который послужил основой для создания орбитальной космической станции.

Космический корабль «Союз-4» был выведен на орбиту с командиром В. Шаталовым. Вслед за ним стартовал «Союз-5» с тремя космонавтами на борту. Космические корабли произвели сближение и стыковку. Таким образом, в космосе впервые в мире была осуществлена сборка экспериментальной орбитальной станции (рис. 68).

Обычно при проведении операций по маневрированию и сближению двух космических объектов один из них является активным, а другой — пассивным. В полете космических кораблей «Союз-4» и «Союз-5» маневрирование при сближении осуществлял корабль «Союз-4». Старт мощной ракеты-носителя с космическим кораблем «Союз-5» был произведен в строго расчетное время. Двигательные установки и автоматика систем управления полетом обеспечили выведение корабля на орбиту, близкую к орбите космического корабля «Союз-4». По команде программно-временного устройства произошло раскрытие антенн бортовых радиотехнических средств и солнечных батарей корабля, включилась в работу система ориентации и управления движением.

Начался период совместного полета двух космических кораблей «Союз». Наиболее ответственный этап полета наступил на следующие сутки. Включилась в работу бортовая радиолокация

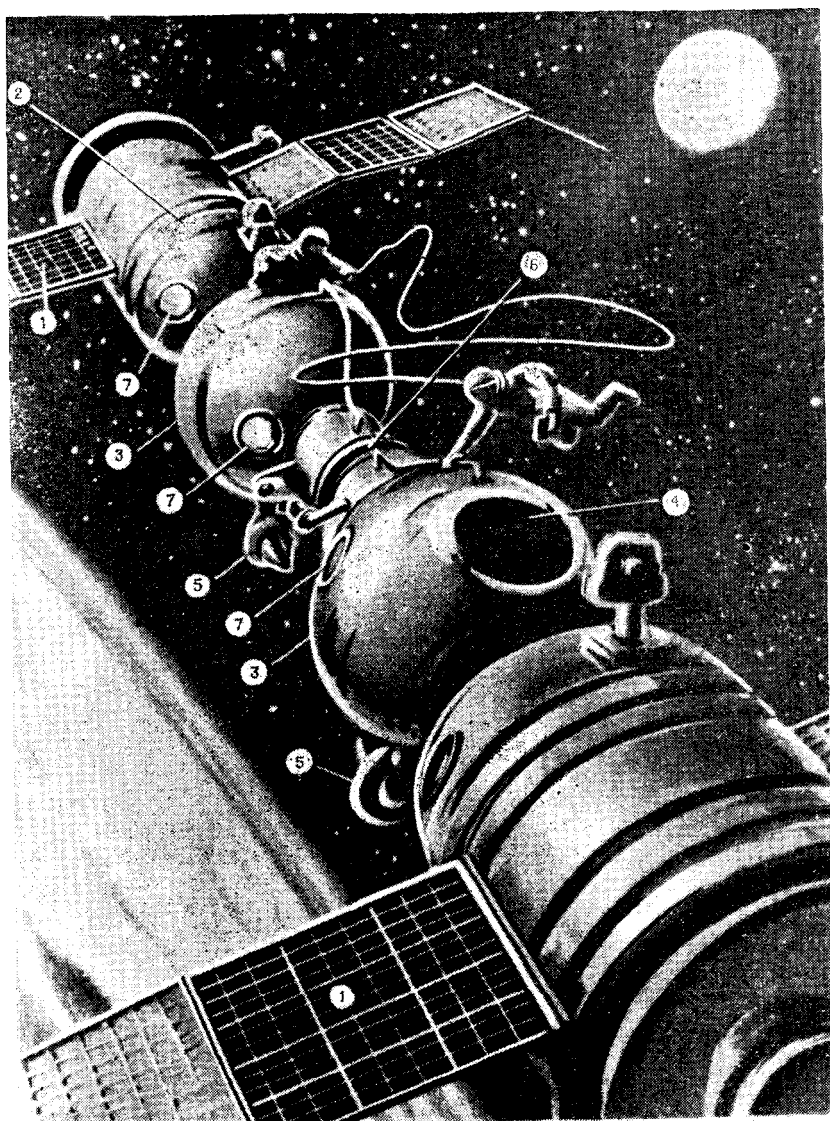


Рис. 68. Первая в мире космическая станция:

1 — панели солнечных батарей; 2 — спускаемый аппарат; 3 — орбитальный отсек;
4 — люк для выхода в космос; 5 — антенна; 6 — место стыковочного разъема; 7 —
иллюминаторы

онная система поиска и наведения, обеспечившая дальнейшее сближение кораблей. Начиная с расстояния 100 м, управление движением космического корабля взял на себя командир космического корабля В. Шаталов. Он включал и выключал реактивные двигатели, регулируя линейную скорость корабля, т. е. притормаживал или разгонял его, гасил боковую скорость. К моменту соприкосновения стыковочных узлов корабли надо было выровнять один относительно другого. Относительная скорость перед причаливанием не должна превышать 0,25 м/с.

Экспериментальная космическая станция имела четыре отсека, в которых космонавты могли жить и работать в комфортабельных условиях. Она была снабжена всем необходимым научным оборудованием, имела внутреннюю телефонную связь и радиотелевизионные устройства для внешней связи с родной планетой. Общий объем рабочих помещений двух кораблей составлял 18 м³, а системы кораблей после стыковки представляли собой единое целое.

16 января члены экипажа космического корабля «Союз-5» Е. В. Хрунов и А. С. Елисеев надели скафандры (рис. 69) и через люк орбитального отсека осуществили выход в космическое пространство. Около часа находились они в космическом пространстве вне кораблей. Затем космонавты перешли в орбитальный отсек космического корабля «Союз-4», сняли скафандры и заняли новые рабочие места. Впервые в мире на орбите искусственного спутника Земли был осуществлен переход из одного корабля в другой. После этого корабли были расстыкованы и продолжали дальнейший полет раздельно.

Космонавты Е. Хрунов и А. Елисеев сообщили, что при переходе они не встретили значительных трудностей, выполнили его уверенно. После выполнения программы совершил посадку корабль «Союз-4» с тремя космонавтами, а затем и корабль «Союз-5». В этом полете как человек, так и автомат приняли активное участие в создании экспериментальной космической станции и обеспечении ее четкого функционирования. В будущем, конечно, появятся искусственные самонастраивающиеся схемы, чувствующие изменения в системе и меняющие ее параметры, а вмешательство человека потребует лишь в исключительных случаях. Но никакая автоматика не сможет полностью заменить человека, когда придется принимать решение после получения информации, особенно в незапрограммированных случаях. Правда, в сравнении с человеком автомат имеет довольно серьезные преимущества: он не подвержен усталости, раздражительности, неуверенности, страху и другим психологическим явлениям. Однако нельзя забывать и о качествах, присущих исключительно человеку: воля, творческий ум и высокий моральный дух. Автомат никогда не вытеснит человека из сферы творческой деятельности, и поэтому при создании космических систем речь может идти лишь об оптимальном, наимыгоднейшем сочетании свойств и качеств человека и автоматики. Такое сочетание было продемонстрировано в процессе полета космических кораблей «Союз-4» и «Союз-5».

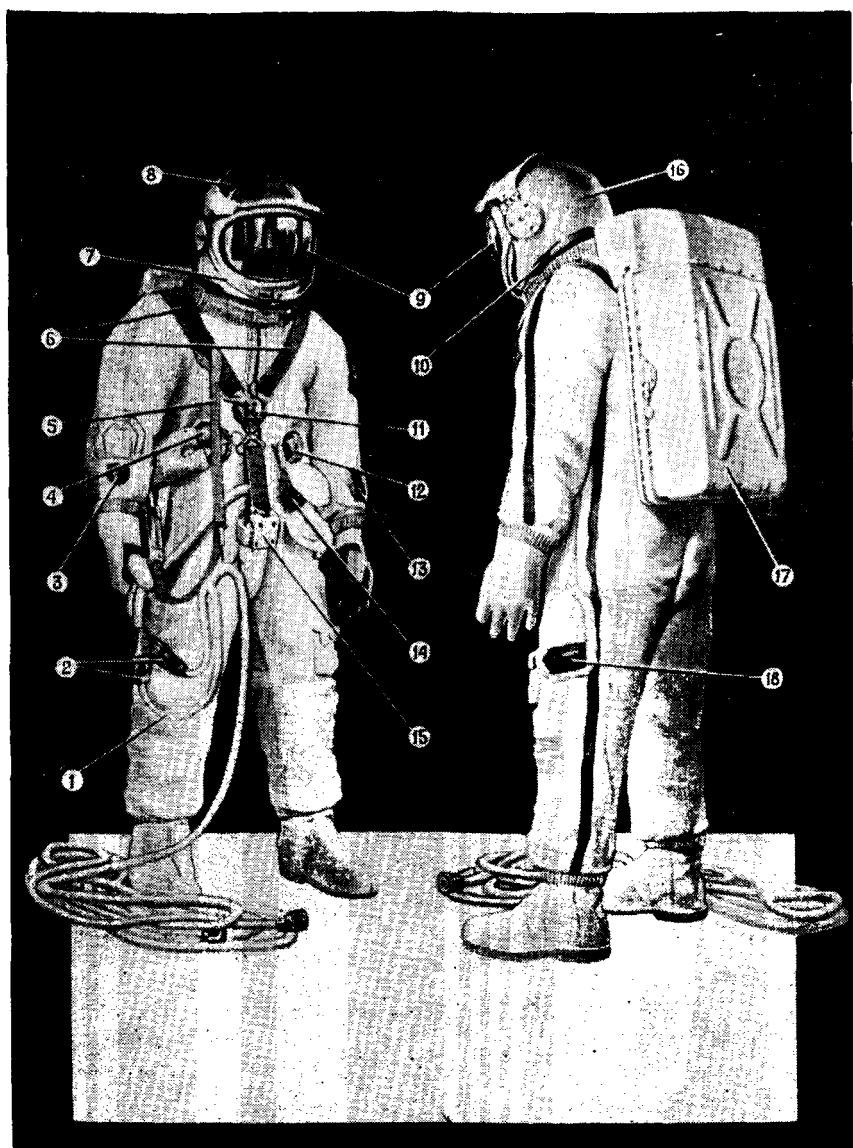


Рис. 69. Скафандр космонавта:

1 — фал телеметрии; 2 — разъемы; 3 — манометр; 4 — разъем коммуникаций; 5 — страховочный фал; 6 — подвесная система ранца; 7 — скоба закрытия иллюминатора; 8 — светофильтр; 9 — иллюминатор скафандра; 10 — разъемное кольцо; 11 — замок подвесной системы ранца; 12 — клапан выбора режима работы скафандра; 13 — зеркало; 14 — клапан поддержания заданного давления; 15 — пульт управления системой жизнеобеспечения; 16 — гермошлем; 17 — ранец системы жизнеобеспечения; 18 — ручка клапана включения аварийного запаса кислорода

ЗВЕЗДНАЯ ЭСКАДРИЛЬЯ

В дальнейшем в нашей стране был совершен групповой полет трех космических кораблей: «Союз-6», «Союз-7» и «Союз-8» (рис. 70).

11 октября 1969 г. был выведен на орбиту вокруг Земли космический корабль «Союз-6» с экипажем на борту в составе Г. С. Шонина и В. Н. Кубасова, 12 октября — космический корабль «Союз-7» с экипажем на борту в составе А. В. Филипченко,

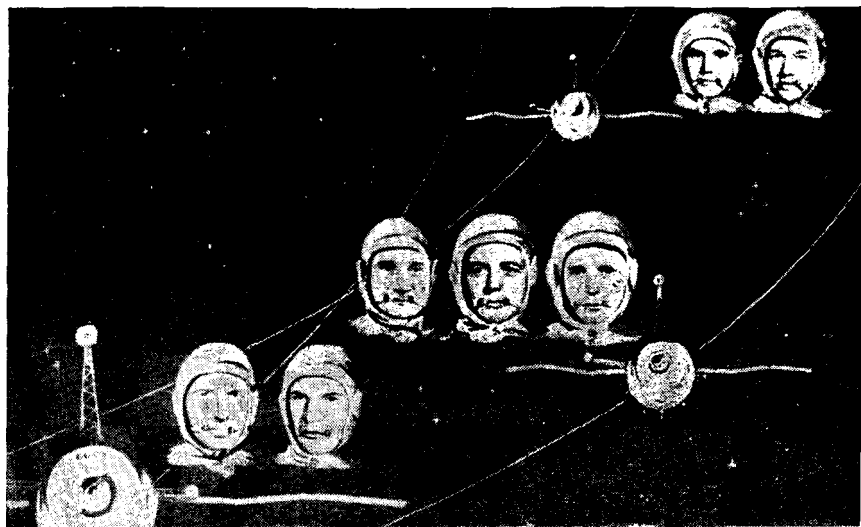


Рис. 70. Экипажи звездной эскадрильи, совершившие полеты на космических кораблях «Союз-6», «Союз-7», «Союз-8», в составе Г. С. Шонина и В. Н. Кубасова; А. В. Филипченко, В. Н. Волкова и В. В. Горбатко; В. А. Шаталова и А. С. Елисеева

В. Н. Волкова и В. В. Горбатко и, наконец, 13 октября стартовал третий космический корабль «Союз-8» с экипажем в составе В. А. Шаталова и А. С. Елисеева (они стартовали в космос второй раз).

Впервые начался полет трех пилотируемых космических кораблей по орбите вокруг Земли.

В этих кораблях пилоты взаимодействовали с обширным комплексом автоматических средств, включавшим различные устройства управления, получения и оперативной обработки информации и связи.

В процессе полета проверялись и испытывались бортовые системы кораблей, отрабатывались системы ручного управления, ориентации и стабилизации корабля на орбите и проверялись автономные средства навигации. Проведенное взаимное маневриро-

вание кораблей и опыт, полученный в результате этого нового эксперимента, служат целям создания на околоземных орбитах обитаемых космических комплексов.

В многосуточном групповом полете трех кораблей «Союз» были решены качественно новые задачи, связанные с созданием пилотируемых орбитальных космических систем и отработкой взаимодействия кораблей при их широком маневрировании на околоземной орбите.

Наличие у кораблей «Союз» отсеков (кабины космонавтов и орбитального отсека, предназначенного для проведения научных исследований и отдыха) обеспечило выполнение разносторонней программы научных исследований. Одной из важных задач, выполненных на корабле «Союз-6», явились опыты по исследованию различных способов сварки металлов в условиях глубокого вакуума и невесомости. Осуществлялась сварка тонколистовых конструкционных материалов — нержавеющей стали и титана, производилась резка нержавеющей стали, титана и алюминия, а также обработка неметаллических материалов; исследовалось поведение в условиях невесомости капель жидкого металла и сварочной ванны.

Как уже указывалось, развитие космонавтики ставит перед конструкторами и учеными задачи, связанные с созданием больших орбитальных станций и межпланетных кораблей из частей, доставляемых на околоземную орбиту. Выполнение таких работ вызывает необходимость соединения металлов различными способами, в том числе и сваркой. Поэтому при создании экспериментальной сварочной установки, которая позволила бы проверить возможность выполнения сварочных работ в космосе, ученые исходили из того, что исследуемые способы сварки должны обеспечивать возможность соединения различных металлов и сплавов, применяемых при изготовлении космических аппаратов. Применявшаяся на корабле «Союз-6» автономная сварочная установка «Вулкан» состояла из сварочного узла, в котором размещались рабочие сварочные органы и поворотный стол с образцами свариваемых металлов, приборного узла с блоком электропитания, защитного кожуха и дистанционного пульта управления. Установка обеспечивала выполнение сварки сжатой дугой (низкотемпературной плазмой), электронным лучом и с помощью плавящегося электрода.

Перед началом сварки в космосе командир корабля закрывал люк-лаз в кабину корабля; затем выполнялись операции по разгерметизации орбитального отсека. Далее бортинженер включал сварочную аппаратуру и опробовал последовательно все три способа сварки.

По завершении эксперимента орбитальный отсек был вновь загерметизирован, при этом выравнивалось давление между спускаемым аппаратом и орбитальным отсеком, открывался люк-лаз и члены экипажа выходили в орбитальный отсек для осмотра сварочной установки и сварочных образцов.

Проведенные в этом полете эксперименты показали принципиальную возможность использования сварки металлов в условиях невесомости и вакуума космического пространства.

В процессе полета Звездной эскадрильи была выполнена также обширная программа научных исследований, в том числе определены пути использования пилотируемых орбитальных космических систем для нужд народного хозяйства. Проводились эксперименты по изучению характерных геологических участков Земли с целью выявления принципиальной возможности определения районов залегания минерального сырья, определения отражательных свойств лесных массивов, пустынь и других участков земной поверхности. Определялись границы распределения снежного покрова и льда. За время полета космонавты выполнили значительное количество фото- и киносъемок материков, океанов и облачного покрова Земли, выполняли астрофизические наблюдения и эксперименты (в частности, определяли поляризацию солнечных лучей, отраженных атмосферой), измеряли освещенность, создаваемую Солнцем, проводили эксперименты по определению истинной яркости звезд и др. По программе медико-биологических исследований продолжалось изучение особенностей протекания физиологических процессов в организме человека в условиях космического полета. Изучались газо- и энергообъем, а также функциональное состояние внешнего дыхания и кровообращения при выполнении различных видов работ.

В групповом полете корабли «Союз» выполнили большое число сложных маневров, многие из них осуществлялись космонавтами вручную. Общее число маневров — больше 30. Это значительно больше, чем в предыдущих полетах. Маневрирование проводилось двумя способами. В первом случае центр управления, зная расположение кораблей на орбите, в своих указаниях экипажам сообщал, какие надо сделать операции, чтобы приблизиться друг к другу. Космонавты выполняли эти операции по приборам, зачастую даже не видя кораблей. Во втором случае центр управления не вмешивался в действия космонавтов. Они сами решали, как им двигаться, какие маневры совершать. При этом использовались только автономные средства и радиопереговоры космонавтов. В результате «Союз-6» и «Союз-8» близко подходили к базовому кораблю «Союз-7».

Системы обеспечения жизнедеятельности космонавтов поддерживали комфортабельные условия в жилых отсеках кораблей. В течение всего полета проводился постоянный медицинский контроль за состоянием здоровья космонавтов.

Если в полетах космонавтов П. Р. Поповича и А. Г. Николаева проверялась возможность работы двух пилотируемых кораблей, взаимной связи между ними, точного выведения их на близкие орбиты, а в полете Г. Т. Берегового выполнялось взаимное маневрирование пилотируемого корабля и автоматического аппарата без стыковки на орбите, то в полете «Союза-4» с «Союзом-5» вы-

полнялось ограниченное маневрирование в космосе и ручная стыковка — была создана первая орбитальная станция. Таким образом, от эксперимента к эксперименту все больше операций выполняли космонавты.

Полет космических кораблей «Союз-6», «Союз-7», «Союз-8» показал новые возможности в управлении кораблями и обогатил ценными наблюдениями материалы о космосе. Корабли были снабжены секстантами, электронно-вычислительной машиной и другими приборами, которые позволяли определять положение аппарата и его движение в космическом пространстве.

Важной задачей программы полета была также отработка взаимодействия группы кораблей с наземными командно-измерительными пунктами, расположенными в различных районах Советского Союза и на научно-исследовательских судах Академии наук СССР, занявших позиции в ряде пунктов Мирового океана. В систему передачи командно-измерительной информации были включены спутники связи «Молния». Результаты совместного полета кораблей «Союз» показали высокую эффективность принятой схемы управления.

После выполнения в полном объеме программы научно-технических исследований и экспериментов космические корабли «Союз-6», «Союз-7» и «Союз-8» соответственно 16, 17 и 18 октября совершили посадку в заданном районе Советского Союза.

На 80-м витке на корабле «Союз-6» были закончены все необходимые операции по эвакуации и члены экипажа заняли места в спускаемом аппарате. Посадка производилась с использованием ручного управления. Включился тормозной двигатель, орбитальная скорость корабля уменьшилась, и корабль перешел на траекторию полета к Земле. Затем произошло отделение орбитального и приборно-агрегатного отсеков от спускаемого аппарата и включилась система управляемого спуска. Система вначале осуществляла разворот спускаемого аппарата по тангажу для обеспечения входа его в атмосферу Земли под определенным углом и создания необходимого аэродинамического качества за счет вращения корабля относительно продольной оси, осуществляемого специальными двигателями. На высоте около 10 км произошел отстрел крышки люка парашютного контейнера, после чего в действие вступили тормозной парашют и основная парашютная система. После включения двигателей мягкой посадки аппарат плавно приземлился.

Спуск кораблей «Союз-7» и «Союз-8» происходил аналогично. Управление каждым кораблем осуществлялось с помощью двигателей четырех различных типов. Корректирующий двигатель (первый тип) использовался для выполнения маневров на орбите. Он же служил и тормозным двигателем при спуске. Двигатели малой тяги (второй тип) использовались для разворотов корабля относительно центра масс при ориентации его в заданном направлении.

Двигатели третьего типа предназначались также для разворота корабля относительно центра масс. Они же использовались и

для небольших поступательных перемещений корабля, необходимых для взаимного маневрирования кораблей, находящихся на небольшом удалении друг от друга.

Двигатели системы управляемого спуска (четвертый тип), размещенные непосредственно на спускаемом аппарате, использовались для осуществления программных разворотов корабля перед входом в плотные слои атмосферы, а также для управления по крену и стабилизации относительно всех осей при полете в атмосфере.

Успешно проведенные опыты, несомненно, уже вскоре найдут практическое применение.

В этом полете было положено начало космической металлургии. Замечательные полеты советских кораблей получили высокую оценку руководителей партии и правительства, всего советского народа.

Много откликов в нашей стране и за границей вызвал полет этой эскадрильи, большое внимание уделялось первому в мире советскому космическому «электросварочному цеху».

Научные обозреватели иностранных газет указывали, что сложная программа группового полета включала важные научные и технические эксперименты, в частности сварку в космосе, и что проведенные в ходе полета эксперименты являются большим достижением. Установлены рекорды по числу космонавтов и кораблей, выведенных на орбиту, и рекорд по организации последовательного запуска кораблей с одного космодрома и радиотелевизионной связи между Землей и тремя кораблями.

Американские газеты писали о том, что новый успех советской науки и техники — это замечательное достижение в космосе, которое не только имеет большое техническое значение, но и является весьма многообещающим для будущих полетов. Говорилось и о том, что Соединенные Штаты Америки лишь в 1972 г. будут готовы испытать в космосе три способа сварки металлов, которые были опробованы во время полета корабля «Союз-6».

ДЛИТЕЛЬНЫЙ ПОЛЕТ

1 июня 1970 г. в 22 часа по московскому времени стартовала ракета-носитель с космическим кораблем «Союз-9» (рис. 71). Корабль пилотировал экипаж в составе командира корабля Героя Советского Союза летчика-космонавта СССР А. Г. Николаева и бортинженера кандидата технических наук В. И. Севастьянова.

Программа данного полета характеризовалась большим количеством динамических операций, связанных с осуществлением ориентации корабля. Было выполнено несколько десятков таких операций. Для проведения многих экспериментов и наблюдений требовалась предварительная ориентация корабля с последующей стабилизацией его положения с помощью гироскопов. Как правило, отмечает А. Николаев, операции выполнялись вручную, иногда с переходом на автоматический режим.

Почти ежедневно производилась закрутка корабля с целью ориентации панелей солнечных батарей на Солнце. Для этого корабль сначала соответствующим образом ориентировался, а затем стабилизировался в этом положении путем создания вращения относительно ориентированной оси. Все закрутки проводились вручную. За время полета несколько раз производилась ориентация корабля



Рис. 71. А. Г. Николаев и В. И. Севастьянов, совершившие полет в космос на корабле «Союз-9»

на Землю над ее теневой стороной. При этом использовались автоматический, полуавтоматический и ручной режимы управления. В полете был испытан ряд приборов, которые используются в системах ориентации и управления движением корабля. В частности, было опробовано управление кораблем при ориентации его на Солнце с различным заданным углом с помощью оптического широкоугольного индикатора. Управление, по мнению Николаева, очень удобно, и в дальнейшем была разработана методика оптимального способа управления кораблем с помощью этого индикатора. Методика использовалась при выполнении так называемых косых за-

круток. Такие закрутки осуществлялись при ориентации корабля под определенным углом к Солнцу для обеспечения необходимого теплового режима корабля и поддержания нормального режима работы буферной батареи в периоды относительно малого потребления электроэнергии на борту корабля.

В процессе полета трижды осуществлялась коррекция орбиты. При этом применялись как ручной, так и автоматический режимы. Продолжались эксперименты по отработке методов и средств автономной навигации. Определялся период обращения, измерялась высота полета, проводились угловые измерения по наземным ориентирам и звездам. По результатам этих измерений определялись все элементы орбиты корабля и рассчитывались необходимые коррекции траекторий. С помощью оптических средств определялись точностные характеристики гироскопических приборов систем ориентации и стабилизации. Продолжалось исследование природы, динамики и яркостных характеристик светящихся частиц и испытание иллюминаторов, обеспечивавших надежную работу оптических чувствительных элементов в течение всего полета.

В процессе полета оценивалось влияние аэродинамических и гравитационных возмущающих моментов на динамические характеристики и управляемость корабля. Выполнялись эксперименты с целью изучения конструктивных характеристик корабля, в частности измерялась его деформация, вызываемая условиями вакуума и односторонним обогревом Солнца.

На 188-м витке, когда корабль находился над Индийским океаном, был проведен комплексный эксперимент, в котором помимо корабля «Союз-9» участвовали метеорологический спутник «Метеор» и научно-исследовательское судно «Академик Ширшов». Эксперимент позволил исследовать атмосферные образования в данном районе земного шара.

В ходе полета неоднократно проводились: наблюдение за облаками и фотографирование их для изучения пространственной структуры, определение границ залегания снега, обнаружение бурь, штормов и тропических циклонов, фотографирование географических и геологических объектов земной поверхности на территории СССР с целью уточнения существующих и составления новых геологических карт для поиска полезных ископаемых, дневного и сумеречного горизонта Земли, а также Луны на фоне горизонта Земли. Материалы этих экспериментов позволят произвести расчет высотных профилей яркости горизонта и атмосферы, что, в частности, дает возможность увеличить точность бортовых навигационных измерений. Для создания новых систем астроориентации и определения верхней границы облаков с целью отработки методики обработки метеорологической информации, снимаемой с метеорологических спутников, исследовалась спектральная яркость различных объектов в видимой области спектра.

В этом полете, как и в предыдущих, проводились наблюдения за светящимися частицами через иллюминатор корабля, определялись их размеры, яркость и скорость перемещения.

Проводились также некоторые биологические эксперименты для изучения влияния невесомости на рост, развитие и наследственность у различных видов живых организмов. В ходе полета были получены ценные материалы по испытаниям различных систем, обеспечивающих жизнедеятельность экипажа.

Космический корабль «Союз-9» по своим конструктивно-компоновочным характеристикам в основном аналогичен предшествующим кораблям типа «Союз». Однако в соответствии с задачами длительного полета на нем были осуществлены некоторые изменения, обеспечившие улучшение условий работы и отдыха космонавтов. Корабль также состоял из трех основных отсеков: орбитального, спускаемого и приборно-агрегатного. С него были сняты аппаратура и оборудование, обеспечивающие сближение и стыковку с другими кораблями. Орбитальный отсек на корабле «Союз-9» служил лабораторией для научных экспериментов и исследований, а также тем помещением, в котором космонавты отдыхали, спали и принимали пищу. В нем размещались основная научная аппаратура и оборудование. В отсеке была установлена система регистрации и терморегулирования, обеспечивающая при длительном полете такие же, как на Земле, климатические условия. Для поддержания нормального физического состояния и высокой работоспособности при длительном пребывании в невесомости космонавты в специальных костюмах выполняли комплекс упражнений на специальной гимнастической площадке. Площадка имела два амортизатора, которые позволяли создать нагрузку на корпус человека. Орбитальный отсек космического корабля являлся прототипом научных лабораторий и жилых помещений орбитальных станций. Работа космонавтов в этом отсеке должна была помогать выявлению специфики и выбору рациональных методов проведения исследований в условиях космоса.

Спускаемый аппарат корабля выполнен в двухместном варианте. Длительный полет и большой объем научных исследований потребовали частичного изменения его компоновки. На месте третьего кресла была установлена научная аппаратура, кассеты с кино- и фотопленкой, запасом магнитной ленты для регистрации результатов экспериментов на орбите. Средства сбора информации, а также ряд научных приборов биологического эксперимента должны были возвратиться на Землю. Как и на предыдущих кораблях, в спускаемом аппарате был расположен пульт с приборами индикации и сигнализации, клавишами и ручками для управления кораблем и его системами. Спуск с орбиты был предусмотрен с малыми перегрузками (в пределах до 3 g). Это имело большое значение после пребывания космонавтов в течение длительного времени в состоянии невесомости. Кроме того, спускаемый аппарат был снабжен амортизированными креслами и тормозными реактивными двигателями для уменьшения перегрузки в момент приземления после спуска на парашюте.

Приборно-агрегатный отсек корабля был аналогичен соответствующим отсекам на предыдущих кораблях. В нем размещались

аппаратура и оборудование, обеспечивающие орбитальный полет корабля и спуск с орбиты после завершения программы полета, в том числе корректирующая двигательная установка, двигатели ориентации, агрегаты системы терморегулирования, солнечные батареи, антенны радио- и телеметрических систем.

Экипаж произвел в 18-суточном полете космического корабля «Союз-9» проверку техники на прочность и надежность и человеческого организма на выносливость. Ставилась задача тщательно изучить поведение организма человека в условиях продолжительного пребывания в состоянии невесомости и при возвращении к земной силе тяжести.

Справедливо считается, что при современном состоянии уровня развития техники целесообразно дорогостоящие космические системы запускать в космос на несколько дней. Они должны находиться там долго. Необходимы орбитальные станции, а снабжение их всем необходимым и смена экипажей будут осуществляться с помощью транспортных кораблей. Кроме того, в не столь уж далеком будущем корабли отправятся к другим планетам — это неизбежно. Поэтому увеличение продолжительности космического полета — закономерный результат общего прогресса космонавтики. Однако возможность дальнейших полетов с экипажем на борту определяется не только совершенствованием космической техники, систем управления и навигации, но и уровнем развития таких наук, как космическая биология и медицина, призванных обеспечивать благоприятные для жизни и работы условия на борту пилотируемых космических аппаратов. Изучение влияния на организм космонавтов различных факторов космического полета, разработка средств и способов, предупреждающих их нежелательное воздействие, также необходимы. Длительное пребывание в состоянии невесомости, по мнению некоторых специалистов, может оказаться барьером на пути к длительным полетам в космосе. В истории развития авиации возникало много барьеров (например, сверхзвуковой барьер, тепловой барьер). Для их преодоления требовались глубокие научные исследования и уникальные эксперименты. В космонавтике проблема выхода в космос и возвращения на Землю требовала решения сложных задач инженерной психологии, связанных с управлением летательными аппаратами. Создание оптимальной системы «человек—машина» должно предшествовать всему новому, неизвестному, что может встретиться в космическом пространстве. Поэтому 424 ч в состоянии невесомости были не только рекордом, установленным экипажем в составе Николаева и Севастьянова в полете вокруг нашей планеты, но и большим научным экспериментом. В процессе его получен ценный материал, который требует длительного изучения.

Помимо изучения продолжительного воздействия на организм человека факторов космического полета важной задачей являлось исследование процесса перехода человека после длительного пребывания в состоянии невесомости к условиям земной тяжести. Опасения в отношении приспособляемости к земным условиям

оказались не напрасными, хотя трудностей в приспособляемости и не все ожидали. После восемнадцати дней невесомости все тело, как сообщали космонавты, вдруг стало тяжелым. Ощущение было такое, как на центрифуге под воздействием небольшой перегрузки.

В полете не обошлось и без забавных случаев. Спали космонавты в специальных спальных мешках. Однажды один из них сонным выплыл из спального мешка, а когда проснулся, то обнаружил себя на потолке орбитального отсека.

Этого полета с нетерпением ожидали многие специалисты: биологи, медики, конструкторы. Дело в том, что до полета оставался открытым вопрос о том, может ли человек длительное время жить и работать в условиях космоса, в условиях невесомости, так как первые полеты советских и американских космонавтов показали, что в состоянии невесомости наблюдаются некоторые изменения в организме человека, в первую очередь в костной, мышечной и сердечно-сосудистой системах. Затем возникают также изменения в центральной нервной и гормональной системах. Эти изменения, называемые функциональными расстройствами, не являются болезнью и со временем исчезают полностью. Однако они могут снизить устойчивость человека к перегрузкам, возникающим во время приземления. Поэтому необходимы подготовка и проведение как наземных, так и орбитальных экспериментов. Все развитие человечества связано с пребыванием в условиях действия земной силы тяжести. Человек, попадая на длительное время в совсем необычное для него состояние невесомости, рискует «отвыкнуть» от Земли, т. е. ему уже не будет нужна мощная мышечная система, она начнет ослабевать, перерождаться. То же может произойти и с костным аппаратом человека, так как из организма постепенно выйдет кальций. Чтобы человек не «отвыкал» от Земли, специалисты создают искусственную силу тяжести на корабле, т. е. вращающуюся систему, в которой будет жить человек. Центробежная сила, возникающая при вращении, будет имитировать постоянную нагрузку — земное тяготение. Однако за счет сложения вращения и орбитального движения станция будет менять свою орбиту, и ее придется корректировать. Помимо этого, такая система имеет большую массу. Поэтому основные усилия направлены на борьбу с этим явлением в условиях невесомости, главным образом на разработку способов физической тренировки. Кроме того, известно, что среда с недостатком кислорода, характерная для высокогорья, позволяет стабилизировать содержание кальция в костной ткани, увеличивать объем циркулирующей крови, т. е. препятствовать тем явлениям, которые сопутствуют пребыванию в состоянии невесомости.

Советский народ и мировая общественность внимательно следили за орбитальным полетом советского космического корабля «Союз-9», итоги которого подробно информировались. «Американский рекорд побит»; «Союз-9» начал свою третью космическую неделю»; «Мы очень завидуем русским, у которых есть «Союз»;

«Подобные эксперименты необходимы для подготовки к созданию орбитальных космических станций»; «Побив все рекорды, «Союз-9» возвратился на Землю»; «Огромный вклад в науку» — таковы были отклики в иностранной печати на полет корабля «Союз-9». Наша Родина торжественно чествовала героев-космонавтов, высоко оценив успешное выполнение длительного орбитального полета.

СТЫКОВКА КОРАБЛЯ «СОЮЗ-10» С ОРБИТАЛЬНОЙ СТАНЦИЕЙ «САЛЮТ»

Космос перестает быть ареной эпизодических исследований. В космическом пространстве систематически трудятся исследовательские искусственные спутники Земли, совершают дальние рейсы автоматические межпланетные станции, постоянно выполняют полезную и необходимую работу метеорологические спутники и спутники связи. Научные наблюдения, фотографирование геолого-географических объектов, материковых и водных поверхностей в различных районах земного шара дают возможность разработать методику использования получаемых данных в народном хозяйстве. Изучение изображений поверхности Земли и природных объектов в различных участках спектра электромагнитных волн позволяет получать ценную информацию о характере поверхности Земли, геоморфологических характеристиках местности и сведения для народного хозяйства о почвах, состоянии посевов и многом другом. Прогнозирование рудных месторождений, а следовательно, и облегчение поиска полезных ископаемых также возможно с помощью пилотируемых космических аппаратов. Получение сведений о течениях в океанах, степени загрязненности воды, силе волнения, скоплении планктона, ледовой обстановке в полярных широтах может обеспечить пилотируемый космический корабль.

С помощью космического корабля можно измерить собственное излучение Земли как нагретого тела, в результате чего можно получить сведения не только о температуре поверхности Земли, но и о состоянии атмосферы. Широко используются наблюдения космонавтов за состоянием облачного покрова Земли — они помогают обнаружить очаги зарождения циклонов, тайфунов, ураганов и проследить за их перемещением. Вывод пилотируемых и беспилотных станций в космическое пространство открыл для геологов, географов, геодезистов и других специалистов, занимающихся изучением нашей планеты, недоступные прежде возможности глобального обзора земной поверхности. Обобщенному восприятию из космоса наиболее существенных особенностей земного рельефа, почв и растительного покрова помогает не только большое удаление от планеты, но, как указывают специалисты, и оптическая толща атмосферы. Она мешает астрономам наблюдать планеты и звезды, но при глобальных наблюдениях скрадывает мелкие, вто-

ростепенные детали картины, которая разворачивается перед объективом фотоаппарата, установленного на космическом аппарате.

Сделанные через небольшие временные интервалы снимки одной и той же местности дают возможность рассматривать ее стереоскопически, воссоздавая объемное изображение рельефа поверхности и облачного покрова на больших территориях. Интересен и такой факт. Чтобы лучше увидеть, что находится в глубинах планеты, необходимо подняться повыше на околоземную орбиту. Полезные ископаемые различных видов залегают на вполне определенных геологических структурах, которые имеют характерные особенности микрорельефа и выход коренных пород на поверхность. Это дает возможность выявить районы залегания полезных ископаемых.

Присутствие квалифицированного специалиста на борту космического корабля существенно повышает и расширяет круг задач, которые можно решать методами космографии, в частности перезарядку аппаратов, смену фильтров, отбор информации для немедленной передачи на Землю, тонкую настройку и регулировку приборов, определение участка спектра для фотографирования (фотографирование в невидимых инфракрасных лучах спектра позволяет увидеть то, что скрыто от невооруженного глаза) .

Все сведения о планетах, звездах, галактиках, о межпланетной и межзвездной средах астрономы получают на основе излучения этих объектов. Однако через толщу атмосферы к поверхности Земли проникают не все излучения, а только лучи видимого света, часть тепловых (инфракрасных) лучей и часть излучения, длина волн которого относится к радиодиапазону. Ультрафиолетовое, рентгеновское и гамма-излучения космических объектов недоступны для земных обсерваторий. Кроме того, воздушная толща атмосферы всегда в движении, и ее оптические свойства все время слегка изменяются. Поэтому вывод аппаратуры в космос положил начало новому этапу развития астрономии. Теперь, в частности, стало возможным сфотографировать обратную сторону Луны и измерить магнитное поле Венеры. Наши космонавты одновременно с автоматическими системами неоднократно проводили метеорологические наблюдения. Так, В. Шаталов наблюдал за мощным облачным вихрем, который был связан с глубоким циклоном, образованным над Атлантикой. Б. Волинов наблюдал грозу над обширной территорией Южной Америки; над Индийским океаном он видел, как зарождается тропический циклон. В. Севастьянов наблюдал на освещенной стороне Земли тропический шторм, когда были видны и волны берегового шторма. Эти сообщения наших космонавтов были использованы при составлении прогнозов метеорологической службы.

Второе десятилетие в истории космических полетов открыл старт корабля «Союз-10» (рис. 72). Успешный запуск 19 апреля 1971 г. космической орбитальной станции «Салют» (рис. 73) был важным этапом в освоении космоса.

Создание станции «Салют» и успешный вывод ее на околоземную орбиту показали, что в нашей стране планомерно осуществляется программа исследования и освоения космического пространства, в частности создание на орбите долговременных научных станций, которые в сочетании с автоматическими аппаратами позволяют поднять космические исследования на более высокий уровень, обеспечат непрерывное и регулярное получение научной ин-

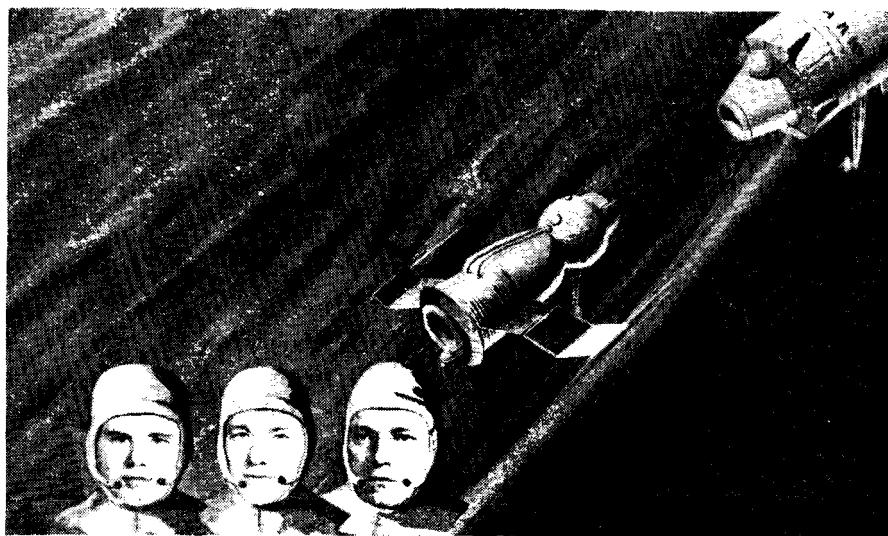


Рис. 72. В. А. Шаталов, А. С. Елисеев и П. П. Рукавишников, совершившие полет на космическом корабле «Союз-10» (в полете «Союз-10» сблизился с научной орбитальной станцией «Салют» и произвел стыковку с ней)

формации в области космической физики, астрономии и астрофизики, биологических наук, помогут поставить сложнейшие научно-технические и медико-биологические эксперименты.

Когда «Салют» начал делать седьмой десяток витков вокруг Земли, на космодроме Байконур готовился новый старт. На рассвете 23 апреля 1971 г. космический корабль «Союз-10» с экипажем на борту в составе дважды Героев Советского Союза В. Шаталова и А. Елисеева и инженера-испытателя Н. Рукавишникова был выведен на орбиту. Космонавты В. Шаталов, А. Елисеев и Н. Рукавишников выполнили комплекс научно-технических исследований в совместном полете с научной впервые в мире созданной станцией «Салют» и провели комплексную проверку усовершенствованных бортовых систем корабля, продолжили отработку ручной и автоматической систем управления, его ориентации и стабилизации в различных режимах полета, а также провели медико-биологические исследования влияния факторов космического полета на человеческий организм.

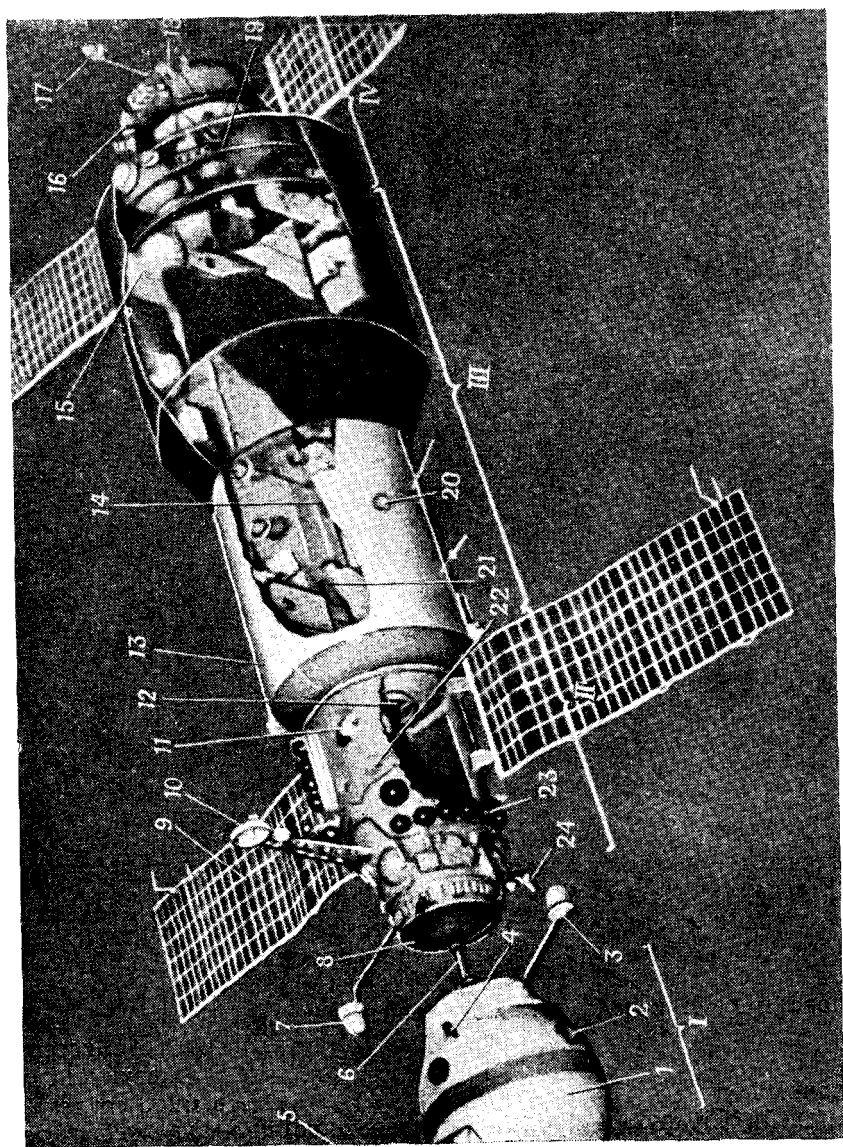


Рис. 73. Орбитальная станция «Салют»:

1 — космический корабль «Союз»; 11 — переходный отсек; 12 — иллюминаторы переходного отсека; 13 — антенна обзорной системы поиска (корабль); 14 — агрегатный отсек; 15 — орбитальный отсек космического корабля «Союз»; 16 — иллюминаторы орбитального отсека; 17 — антенна обзорной системы поиска (станция); 18 — антенна обзорной системы поиска (станция); 19 — антенна обзорной системы поиска (станция); 20 — антенна обзорной системы поиска (станция); 21 — антенна обзорной системы поиска (станция); 22 — иллюминаторы переходного отсека; 23 — шар-баллон с запасом сжатого газа; 24 — датчик ориентации

24 апреля центр управления полетом сообщил, что в ходе совместного полета космического корабля «Союз-10» и научной станции «Салют» проведены научно-технические эксперименты и работы по стыковке и расстыковке пилотируемого космического корабля с орбитальной станцией «Салют». В ходе их проверялись принципы сближения и причаливания корабля и автоматической станции, отрабатывались новые стыковочные узлы, а также комплекс радио-технической аппаратуры.

Сложнейший по технике исполнения эксперимент поиска, сближения и стыковки пилотируемого корабля с автоматической станцией начался в первые сутки полета. Космонавты тщательно подготовили «Союз-10» к встрече с «Салютом». С помощью наземных станций происходило сближение с орбитальной станцией до расстояния 180 м. Дальнейшее сближение и причаливание выполнял сам экипаж корабля, и 24 апреля «Союз-10» был состыкован с орбитальной станцией. Триста тридцать минут продолжался полет впервые в мире созданной на орбите космической системы «станция — корабль» в состыкованном состоянии. Экипаж «Союза-10» использовал это время для проверки бортовой аппаратуры и оценки динамических характеристик системы. После выполнения намеченных экспериментов были произведены расстыковка и отвод «Союза-10» от станции. Завершив программу экспериментов, экипаж корабля начал подготовку к завершающей стадии своего космического рейса. Была проведена новая соответствующая режиму схода с орбиты ориентация корабля, и на исходе второго часа суток 25 апреля была включена тормозная двигательная установка. Произошло разделение отсеков корабля, спускаемый аппарат под расчетным углом вошел в атмосферу Земли и совершил мягкую посадку в расчетном районе в нескольких сотнях километров от космодрома Байконур.

За двое суток экипаж корабля выполнил ряд научно-технических экспериментов и исследований, положил начало работам с орбитальной научной станцией.

С чувством восхищения и гордости за свою великую страну советские люди встретили новую победу отечественной науки и техники, ученых, конструкторов, инженеров, техников и рабочих коллективов и организаций, участвовавших в подготовке и осуществлении запусков космической орбитальной станции «Салют» и корабля «Союз-10».

ДОЛГОВРЕМЕННАЯ ОРБИТАЛЬНАЯ СТАНЦИЯ

6 июня 1971 г. на орбиту вокруг Земли был выведен космический корабль «Союз-11». Начался новый этап работ со станцией «Салют». Экипаж космического корабля «Союз-11» в составе Г. Добровольского, В. Волкова и В. Пацаева мастерски выполнил стыковку со станцией «Салют» (рис. 74). После стыковки и необходимых проверок систем космонавты перешли из корабля в станцию, чтобы приступить к выполнению обширной программы научно-технических исследований и экспериментов.

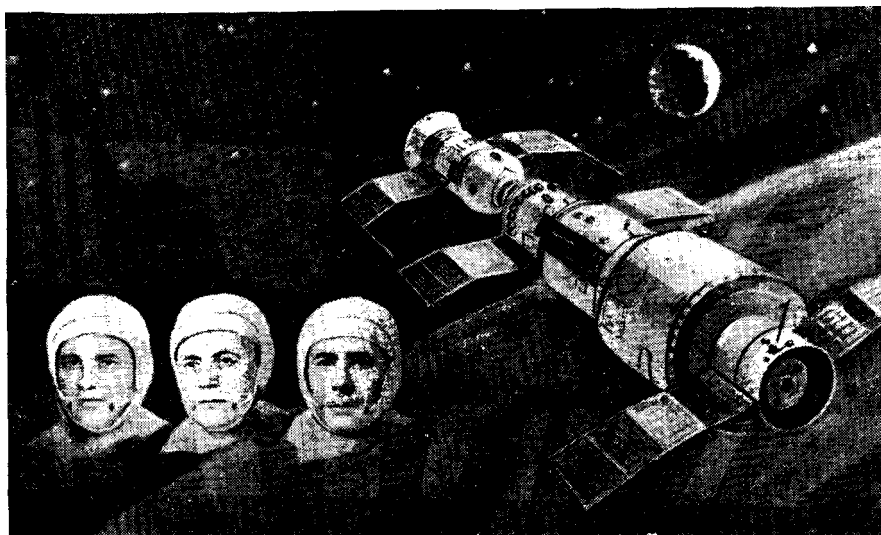


Рис. 74. Г. Т. Добровольский, В. Н. Волков и В. И. Пацаев, совершившие длительный полет на станции «Салют» и корабле «Союз-11»

Опыт, накопленный космонавтикой, говорит о том, что использование космических летательных аппаратов в околоземном пространстве открывает громадные возможности для решения актуальных практических задач в самых различных областях деятельности человека на Земле.

Орбитальные станции наиболее перспективны для осуществления программы такого плана. Дальнейшее освоение космоса, видимо, невозможно без создания крупных орбитальных комплексов с космическими станциями-базами и транспортными кораблями для обслуживания систем, состоящих из нескольких специализированных космических объектов как пилотируемых, так и беспилотных, которые позволили бы провести большой объем различных исследований, в том числе изучение:

1) Земли и околоземного пространства с получением ценнейших материалов по метеорологии, океанологии, геофизике, которые с большой эффективностью будут использоваться в интересах народного хозяйства; в частности, в настоящее время фотоматериалы, доставляемые из космоса, используются для изучения геологических структур Земли и составления метеорологических прогнозов;

2) влияния космических условий (их невозможно воспроизвести на Земле), т. е. сочетания невесомости и вакуума, на проведение уникальных физико-химических экспериментов и выполнение неосуществимых в земных условиях особых технологических процессов, представляющих большой практический интерес;

3) возможности использования в будущем космических станций в качестве крупных энергетических систем, которые смогут преобразовывать солнечную энергию и передавать ее на Землю для снабжения энергией земных установок.

Орбитальные станции в дальнейшем могут быть использованы в качестве плацдарма для сборки и старта межпланетных кораблей. Большие возможности открывают орбитальные станции в области астрофизических исследований, проведению которых с Земли мешает атмосфера. Создание орбитальных комплексов является сложной научно-технической проблемой.

Прежде всего необходимо решить, как обеспечить условия для существования и работы человека в космосе. Это означает, во-первых, что необходимо снабдить экипаж пищей, водой, поддерживать в отсеках нужный состав атмосферы. На первых этапах обеспечение будет возможно за счет запасов, которые будут доставляться с Земли с помощью транспортных кораблей. В дальнейшем проблема обеспечения жизнедеятельности человека, видимо, будет решаться созданием замкнутого круговорота веществ на борту станции.

Вначале это будут так называемые полужамкнутые экологические системы, обеспечивающие полную регенерацию атмосферы и воды на станции. Затем будут созданы замкнутые системы, которые обеспечат полный круговорот веществ. В них будут использованы низшие растения типа хлореллы и высшие растения, а также животные и птицы для выработки мясных продуктов на борту станции. Однако к проблеме создания условий для нормальной жизни человека в длительном космическом полете относится не только снабжение воздухом, пищей и водой, но и обеспечение условий, в которых космонавты смогут в течение длительного времени переносить состояние невесомости. Не исключено, что при длительных космических полетах человека придется создавать искусственную силу тяжести на борту станции, так как пока нельзя ответить на вопрос: может ли человек жить и работать в условиях невесомости в течение длительного многомесячного полета?

Механика создания искусственной силы тяжести достаточно ясна: станция должна вращаться вокруг центра масс. За счет

центростремительного ускорения, возникающего при этом, можно создать силу, равную силе тяжести, которая действует на человека на Земле, или даже превышающую ее. Однако пока неясно, как себя будет чувствовать при этом человек. Неизвестно также, будет ли постоянное вращение станции мешать работе по наблюдению за Землей и небесными светилами.

Не исключено создание специального космического профилактория — автономного блока орбитальной системы, на котором создается искусственная сила тяжести за счет непрерывного вращения и который летит в непосредственной близости к базе-станции. Экипаж может жить попеременно или в этом профилактории, или на станции. В этом случае необходимо иметь надежное оборудование, системы и агрегаты с большим ресурсом работы и достаточным резервированием. Должна быть также обеспечена возможность осуществления силами экипажа профилактического ремонта оборудования в полете.

Развитие орбитальных космических станций неразрывно связано с проблемой создания транспортных систем многократного использования. Речь идет о таких космических системах, в которых транспортный корабль был бы способен многократно совершать полеты с Земли к космической базе и обратно.

Сложные технические задачи возникают и при создании бортового комплекса, необходимого для управления полетом и ориентации орбитальной базы-станции в космическом пространстве, и при создании специального оборудования и инструмента, с помощью которых будут выполняться программа научных исследований и решаться народнохозяйственные задачи. В частности, для астрофизических исследований требуется создавать большие космические телескопы с заданной разрешающей способностью. Уникальные оптические системы и радиоэлектронная аппаратура, специальные бортовые криогенные системы также необходимы для орбитальных станций, находящихся длительное время в космосе.

В нашей стране эти работы проводились поэтапно. В результате полетов искусственных спутников Земли серии «Космос» и кораблей серии «Союз» был отработан комплекс средств сближения и стыковки в космосе. Это позволило создать на орбите спутника Земли первую экспериментальную станцию и получить опыт длительного (18-суточного) космического полета. Вся мировая печать широко освещала это новое достижение страны социализма.

Создание советскими учеными и техниками посещаемых орбитальных станций и постоянно действующих орбитальных лабораторий, обсерваторий и мастерских с экипажами из специалистов, отмечала мировая пресса, означает наступление эпохи действительного систематического использования космического пространства для нужд науки и народного хозяйства.

Смелость замысла, точность исполнения нового космического эксперимента Страны Советов исключительно высоко оценивали печать, радио и телевидение социалистических стран.

Создание и успешная деятельность этой станции расценивались как выдающийся подвиг советской космонавтики, как свидетельство огромных успехов в развитии советской науки и техники.

Первая пилотируемая орбитальная станция «Салют» состояла из следующих основных отсеков: переходного, рабочего и агрегатного.

Переходный отсек — один из жилых отсеков станции, предназначен он для проведения научных наблюдений и экспериментов. В состав отсека входит стыковочный узел для стыковки станции с космическим кораблем на орбите искусственного спутника Земли и перехода космонавтов из корабля на борт станции и обратно. Корпус его герметичен. Внутри отсека установлены элементы системы терморегулирования, жизнеобеспечения, научная аппаратура, пульта управления, снаружи — антенны поиска, световые индексы, ионные датчики, телекамера внешнего обзора, солнечные батареи, агрегаты системы терморегулирования, баллоны с воздухом и телескоп «Орион». Внутренняя поверхность отсека покрыта декоративно-отделочным материалом. Переходный отсек соединен с рабочим отсеком люком-лазом, оборудованным автоматическим и ручным приводами.

Рабочий отсек станции герметичен. Он служит рабочим и жилым помещением. В нем установлены основные приборы и агрегаты. В период управления станцией, проведения научных исследований и наблюдений в этом отсеке находятся члены экипажа. Здесь они принимают пищу, отдыхают. Корпус рабочего отсека состоит из двух цилиндрических оболочек: верхней (примыкающей к переходному отсеку) диаметром 2,9 м и нижней диаметром несколько более 4 м, соединенных конической обечайкой. Внутри корпуса размещаются запасы воды, пищи, оборудование системы жизнеобеспечения (регенерационные установки, поглотители углекислоты, устройства для приема и подогрева пищи), радиотехническая и телевизионная аппаратура, аппаратура управления бортовым комплексом, энергопитания, ориентации и управления движением, телеметрией, пульта и рабочие места членов экипажа, детали интерьера, устройства для перемещения и фиксации экипажа, научная и экспериментальная аппаратура. Внутренняя поверхность отсека покрыта декоративно-отделочным материалом. Снаружи на рабочем отсеке установлены панели радиаторов системы терморегулирования, антенны связи, антенны радиотелеметрии, датчики Солнца и визирные устройства.

Агрегатный отсек. В нем находятся отсек двигательных установок, корректирующая двигательная установка, отсек двигателей ориентации, защитные экраны двигательной установки и системы исполнительных органов. На опорной юбке отсека размещаются антенны системы радиосвязи, антенны системы радиоконтроля орбиты, светильник, агрегаты системы терморегулирования и ионные датчики. Отсек двигательных установок соединяет в единое целое агрегаты системы исполнительных органов и корректирующей установки. На нем размещаются баки с топливом для

систем исполнительных органов, телекамера внешнего обзора, шары-баллоны наддува, заправочные панели системы исполнительных органов и панели солнечных батарей.

В отсеке двигателей ориентации находятся основные и дублирующие микродвигатели по каналам тангажа, крена и рыскания. На наружной поверхности отсека установлены антенны обзора системы поиска. Для работы с приборами ориентации и навигации, фотографирования и визуальных наблюдений в переходном и рабочем отсеках станции имеется около двух десятков иллюминаторов, съемное и несъемное оборудование.

Масса системы «Салют» — «Союз» 25 т, длина 21,4 м при максимальном диаметре отсеков 4,15 м и свободном объеме герметических отсеков 100 м³. Масса станции без корабля 18900 кг. Площадь панелей солнечных батарей равна 42 м².

23 дня прожили на борту научной станции летчики-космонавты Георгий Добровольский, Владислав Волков и Виктор Пацаев. Беспрецедентная космическая вахта первой в мире обитаемой научной станции на околоземной орбите была в центре всеобщего внимания. Человечество с огромным интересом следило за полетом «Салюта». Блестяще выполнив намеченную программу, экипаж космической системы «Салют» — «Союз» вписал новую страницу в историю освоения космоса — этого логического шага мирового прогресса, важного этапа на пути раскрытия тайн природы во имя использования ее богатств в интересах человечества.

Полет, проведенный этим экипажем, показал, что советская наука и техника успешно решили кардинальную технологическую проблему создания околоземных космических станций. Благодаря созданию первой пилотируемой орбитальной станции Советский Союз получил возможность глубоко и всесторонне изучать вопросы, имеющие первостепенное значение для науки и народного хозяйства.

Создание космической системы «Салют» — «Союз» стоит в ряду таких выдающихся свершений, как запуск первого искусственного спутника Земли, полет Юрия Гагарина, выход Алексея Леонова в открытый космос, доставка лунного грунта, работа лунохода. Трудно переоценить вклад, который космонавты Г. Добровольский, В. Волков, В. Пацаев внесли в дело развития пилотируемых научных станций, в дело завоевания космоса. Их имена будут записаны золотыми буквами на страницах истории. Они погибли на боевом посту за науку, за светлое будущее человечества. Подвиг их бессмертен. Гибель трех первооткрывателей космоса не остановит тягу людей к знанию. Считать иначе — значит оскорбить их память, сдаться перед силами природы, остановить ход истории.

«Космонавтика — молодая наука, и, отправляясь в звездный океан, пока еще нельзя полностью застраховать себя от непредвиденных случайностей» — эти слова Юрия Гагарина приводили многие органы иностранной печати в дни, когда весь мир был потрясен гибелью наших героев космоса. Впереди новые полеты,

новые достижения, создание новых пилотируемых станций. Они могут быть более крупными и сложными, многоцелевыми и специализированными, но в памяти человечества никогда не изгладятся подвиги советских космонавтов.

Экипаж «Салюта» проводил спектральную съемку земной поверхности (в районах Каспия), фотографировал облачные образования над Поволжьем; осуществлял медико-биологические исследования, испытания новых приборов для ориентации по Солнцу и планетам, а также космической оптики; выполнял эксперименты с помощью гамма-телескопа, бортовой астрофизической обсерватории «Орион» и многофункциональной аппаратуры «Эра»; наблюдал за развитием различных растений в условиях невесомости («космический огород»); производил навигационные измерения с помощью бортовой вычислительной машины; измерял уровень и тканевые дозы радиации, что имеет большое практическое значение для повышения эффективности системы дозиметрического контроля; постоянно наблюдал за образованием тайфунов и циклонов и информировал об этом наземные службы.

Полет станции «Салют», продолжавшийся примерно шесть месяцев, является новым важным шагом на пути к созданию в околоземном космическом пространстве долговременных орбитальных станций.

Он состоял из нескольких этапов. На первом этапе был проведен известный полет станции с космическим кораблем «Союз-10». В этот период проводилась проверка функционирования усовершенствованных систем, обеспечивающих поиск, стыковку и расстыковку корабля и станции. Последующая работа орбитальной лаборатории проходила в автоматическом режиме. Второй этап начался 6 июня 1971 г. запуском на орбиту искусственного спутника Земли космического корабля «Союз-11». После успешно выполненной стыковки с транспортным кораблем «Союз-11» станция стала первой пилотируемой орбитальной научной станцией.

После завершения пилотируемого полета станция вновь была переведена в автоматический режим. В ходе последующего полета орбитальной станции «Салют» в автоматическом режиме постоянно проводились научно-технические исследования и контроль за работой систем, агрегатов и научной аппаратуры станции в условиях длительного пребывания в космическом пространстве.

Во время всего полета бортовое оборудование станции работало нормально. Температура и давление в герметических отсеках поддерживались в заданных пределах.

11 октября 1971 г. на станции была включена тормозная двигательная установка, станция перешла на траекторию спуска, вошла в плотные слои атмосферы над заданным районом акватории Тихого океана и прекратила свое существование. Ценные экспериментальные данные, полученные станцией «Салют», будут использованы при создании новых космических систем, с помощью которых возможно наблюдение из космоса за состоянием атмо-

сферы, облачного и снежного покровов, получение постоянной информации о границах ледового покрова в океанах и морях, о таянии ледников, о паводках на реках и о других природных изменениях, обнаружение очагов зарождения циклонов, ураганов и тайфунов и наблюдение за их развитием и перемещением, существенное улучшение прогнозов погоды.

Вопросы изучения ресурсов Земли по-новому ставятся космическими лабораториями. Информацию о характере поверхности Земли и о породах, залегающих недалеко от поверхности, можно получить при изучении спектров отдельных участков поверхности в ультрафиолетовом, видимом, инфракрасном и микроволновом диапазонах электромагнитного излучения. Эта информация весьма ценна как в научном, так и в практическом отношении. Тепловые характеристики земной поверхности, океанские течения, места скопления планктона и рыбы — все это можно изучать и частично уже изучено из космоса. Как указывалось, земная атмосфера поглощает коротковолновые электромагнитные излучения в определенных диапазонах частот, а ионосфера Земли отражает в широком диапазоне частот радиоизлучения, идущие из космоса и от Солнца. Помимо этого, флуктуация атмосферы создает большие помехи при изучении многих вопросов астрономии, но эти помехи не влияют на точность работы аппаратуры, установленной на космических орбитальных станциях. Изучение рентгеновского, ультрафиолетового излучений Солнца и его короны позволит более глубоко оценить влияние активности Солнца на процессы, происходящие на Земле и в земной атмосфере, а также облегчит прогнозирование вспышек, что весьма важно для повышения безопасности дальних космических полетов человека и длительного пребывания космонавтов на борту орбитальных станций.

Медико-биологические эксперименты велись начиная с первого полета человека в космос и будут продолжаться постоянно, так как только экспериментальная проверка воздействия различных условий полета на организм человека позволяет правильно снарядить экспедиции в дальние и длительные космические полеты. Это касается работоспособности человека, отработки систем жизнеобеспечения, рациона питания, комфортности полета, оптимального сочетания участия человека и автоматических средств в управлении полетом. Видимо, будет необходима и проверка действий человека в аварийных ситуациях при устранении неполадок и ремонте систем станции. Научно-технические эксперименты в условиях вакуума частично были уже проведены нашими космонавтами при сварке металлов, но вполне очевидно, что глубокий вакуум и эффект невесомости открывают огромные перспективы разработки и реализации на борту орбитальных станций многих технологических процессов для микроэлектроники, электронно-лучевой технологии выравнивания кристаллов, получения сверхчистых материалов и многого другого, что невозможно или весьма сложно осуществить в земных условиях. Орбитальные станции, очевидно, будут использоваться и в качестве орбитальных стар-

товых баз для межпланетных космических кораблей, в качестве космических станций для сборки кораблей, заправки и испытаний всех систем перед длительными полетами.

Покорение и освоение космоса — дело, требующее глубоких знаний, огромного напряжения сил, мужества и воли. 70-е годы, видимо, будут годами развития и широкого применения долговременных пилотируемых орбитальных станций со сменой экипажей. Это позволяет ученым и специалистам перейти от эпизодических экспериментов в космосе (полеты космических кораблей типа «Восток», «Восход», «Союз», а также полеты американских кораблей «Меркурий», «Джемини», «Аполлон») к регулярной космической вахте. Первой такой станцией и стала советская станция «Салют».

С целью дальнейшего изучения космоса 27 сентября 1973 г. в Советском Союзе осуществлен запуск космического корабля «Союз-12», пилотируемого экипажем в составе командира корабля В. Г. Лазарева и бортинженера О. Г. Макарова. Программа орбитального полета, рассчитанного на двое суток, включала:

- комплексную проверку и испытание усовершенствованных бортовых систем;

- дальнейшую отработку процессов ручного и автоматического управления в различных режимах полета;

- проведение спектрографирования отдельных участков земной поверхности с целью получения данных для решения народнохозяйственных задач.

Программа полета была выполнена, и экипаж благополучно совершил посадку в заданном районе.

18 декабря 1973 г. был запущен КК «Союз-13» с экипажем в составе П. Климука и В. Лебедева. После выполнения задания экипаж благополучно совершил посадку на Землю.

БЕСПИЛОТНЫЕ КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ ВТОРОГО ПОКОЛЕНИЯ

Успешное развитие космической науки и техники позволяет решать все более сложные задачи в освоении и изучении околоземного и межпланетного пространства Луны и планет Солнечной системы. В 1966 г. первый земной аппарат мягко опустился на лунную поверхность. Это была советская автоматическая станция «Луна-9». Исследования, проведенные ею, имели важное значение для понимания процессов, протекающих на Луне. Первые прямые определения физико-механических свойств поверхностного слоя Луны были выполнены советской автоматической станцией «Луна-13». Ряд новых данных о поверхностном слое Луны ученые получили с помощью искусственных спутников.

Принципиально новый этап в изучении Луны был открыт запуском и успешным завершением сложной программы полета советской станции «Луна-16». Впервые в истории космонавтики ав-

томатический аппарат доставил на Землю образцы лунной породы, совершив рейс Земля — Луна — Земля. В этом полете ярко были продемонстрированы возможности, которые открывают автоматические устройства и системы управления в изучении Вселенной. Создание автоматического аппарата «Луноход-1» впервые в истории исследования Луны автоматическими станциями открыло возможность выполнения научных экспериментов не только в месте посадки, но и на различных удалениях от него. Самодвижущиеся лунные аппараты (автоматы) (рис. 75) могут осуществлять химические и минералогические анализы лунных пород на

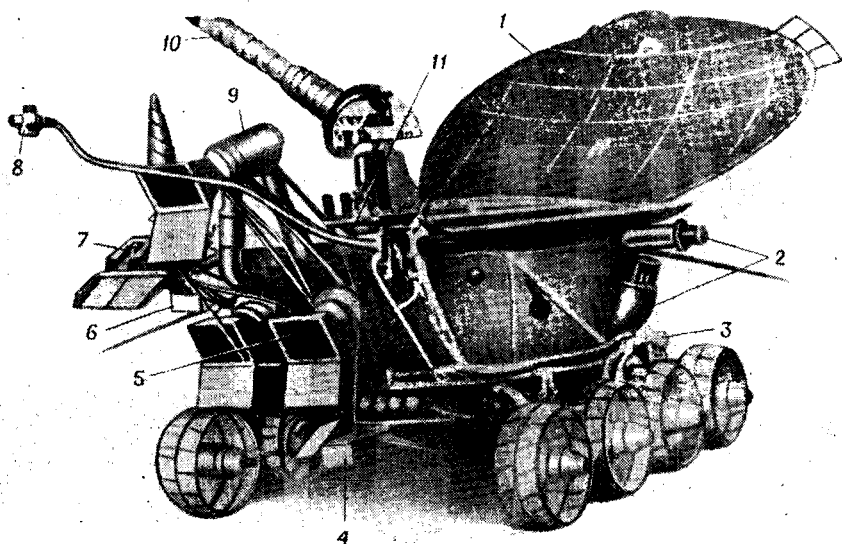


Рис. 75. «Луноход-2»:

1 — солнечная батарея; 2 — телефотометры; 3 — прибор оценки проходимости; 4 — выносной блок аппаратуры «Рифма»; 5 — телекамеры; 6 — астрофотометр; 7 — уголкового отражатель; 8 — магнитометр; 9 — выносная телекамера; 10 — остронаправленная антенна; 11 — фото-приемник

маршруте следования, определять их прочность, передавать на Землю собранную информацию. С помощью луноходов можно обследовать обширные территории, не только изучать физико-химический состав покрова, его механические и другие свойства, но и получать большой объем информации о строении лунной поверхности, передавать на Землю телевизионные изображения окружающего ландшафта. «Луноход-1», доставленный на поверхность естественного спутника Земли 17 ноября 1970 г. автоматической станцией «Луна-17», — первая автоматическая лаборатория, предназначенная для комплексного изучения особенностей строения лунной поверхности, окололунной среды и далеких космических объектов. В результате получаемой информации составля-

ются топографические схемы маршрута движения лунохода, планы отдельных наиболее интересных в топографическом и геологическом отношении участков местности и топографическое описание исследуемых участков. Топографическое изучение местности выполняется на основе съемки лунного ландшафта, задачи которой входят получение панорам и снимков, а также телеметрических данных о длине пройденного пути, изменениях курса, крена и дифферента лунохода во время движения. В процессе съемки получены стереоскопические панорамы нескольких кратеров, позволяющие изучить их строение. Физико-механические свойства грунта изучались также по изображениям следов колес лунохода на телевизионных панорамах. По глубине колес, характеру деформации грунта под колесами лунохода при прямолинейном движении и поворотах оценивались прочностные свойства грунта на всем пути, пройденном автоматическим аппаратом.

Научной программой «Лунохода-1» предусматривался и первый опыт использования Луны для изучения отдельных районов Вселенной с помощью рентгеновского телескопа. Космическое рентгеновское излучение включает в себя излучение отдельных источников и диффузного фона космического пространства, что может быть весьма полезным при астрофизическом обследовании Вселенной. Таким образом, доставка рентгеновского телескопа на Луну может расцениваться как новый этап в развитии внеатмосферной астрономии. На луноходе была также установлена радиометрическая аппаратура, предназначенная для измерения потоков солнечных и галактических космических лучей и для контроля радиационной обстановки во время перелета станции «Луна-17» к Луне и во время работы самоходного аппарата. Важным научным экспериментом в программе работы «Лунохода-1» было проведение советскими и французскими учеными лазерной локации с помощью установленного на самоходном аппарате специального отражателя, предназначенного для точного измерения расстояния между Землей и Луной.

Автоматическая станция «Луна-17» состоит из унифицированной посадочной ступени и автоматической передвижной лаборатории — лунохода. Посадочная ступень — это самостоятельный ракетный блок, основными задачами которого являются: проведение коррекции траектории полета на трассе Земля — Луна; обеспечение перехода станции на орбиту искусственного спутника Луны; формирование предпосадочной лунной орбиты и посадка на поверхность Луны. На посадочной ступени станции установлены луноход и складывающиеся трапы для его схода на поверхность Луны. Автоматический самоходный аппарат «Луноход-1» имеет массу 756 кг и состоит из двух основных частей: приборного отсека и колесного шасси. Приборный отсек его герметичный, изготовлен из магниевого сплава. Верхняя часть корпуса отсека используется как радиатор-охладитель в системе терморегулирования лунохода и закрывается специальной крышкой, которая выполняет двойную функцию: в период лунной ночи закрывает

радиатор и препятствует излучению тепла из отсека; в период лунного дня открывается, и элементы солнечной батареи, расположенные на ее внутренней стороне, обеспечивают подзарядку аккумуляторов, питающих бортовую аппаратуру электроэнергией. Система электропитания лунохода состоит из солнечной и химической батарей. Основным источником электроэнергии является солнечная батарея. Управление ее приводом осуществляется с Земли.

В передней части приборного отсека расположены иллюминаторы для телевизионных камер и электрический привод подвижной остронаправленной антенны, служащей для передачи на Землю телевизионных изображений лунной поверхности. Телевизионные системы лунохода предназначены:

а) для передачи на Землю телевизионных изображений местности, необходимых для управления с Земли движением лунохода;

б) для получения панорамного изображения окружающей местности и съемки участков звездного неба, Солнца и Земли с целью астроориентации лунохода.

По левому и правому борту лунохода установлены телефотокамеры и антенны для приема радиокоманд с Земли. Для подогрева газа, циркулирующего внутри аппарата, используется изотопный источник тепловой энергии. Рядом с ним расположен прибор для определения физико-механических свойств лунного грунта. В приборном отсеке размещаются также приборы системы электронного управления луноходом и бортовой радиокomплекс, который обеспечивает прием радиокоманд из центра управления луноходом и передачу информации с его борта на Землю.

Для поддержания необходимого теплового режима лунохода разработана и установлена специальная система, которая должна реагировать на резкие температурные перепады при смене дня и ночи на поверхности Луны и при большой разнице между температурой деталей аппарата, находящихся на солнце и в тени.

Приборный отсек установлен на восьмиколесном шасси, которое обеспечивает высокую проходимость по лунной поверхности и надежную работу лунохода в течение длительного времени. Самоходное шасси обеспечивает передвижение лунохода с двумя скоростями вперед и назад, повороты на месте и в движении. Все управление движением осуществляется с помощью пяти команд движения и команды «Стоп». Система безопасности движения обеспечивает автоматическую остановку лунохода при предельных углах крена и дифферента.

Управление луноходом осуществляется специальным экипажем из центра дальней космической связи. Экипаж состоит из командира, водителя, штурмана-оператора и бортинженера.

Выбор движения производится в результате оценки телевизионной информации и оперативно поступающих телеметрических данных о величине крена и дифферента, о пройденном пути, со-

стоянии приводов колес и режиме их работы. При расстоянии около 400 тыс. км между центром управления и управляемым объектом время передачи радиосигнала от Земли до Луны и обратно составляет примерно 2,6 с. Поэтому если учесть время, необходимое для оценки полученной информации и принятия решений о дальнейших действиях, то временной интервал между событиями, требующими изменения характера действия, и самим изменением составляет 4—6 с, что, конечно, усложняет управление луноходом.

4 октября 1971 г. была выполнена программа научных и научно-технических исследований, разработанная для первого в мире лунного автоматического самоходного аппарата «Луноход-1». Успешная работа этой лаборатории продолжалась десять с половиной месяцев. В течение этого времени на поверхности Луны в условиях космического вакуума, радиации, значительных перепадов температур и сложного рельефа местности по трассе движения все системы и научные приборы самоходного аппарата функционировали нормально, обеспечивая выполнение как основной, так и дополнительной программы научных исследований Луны и космического пространства, а также программы инженерно-конструкторских испытаний.

При выполнении этих исследований и испытаний аппарат прошел расстояние 10 540 м, что позволило детально обследовать лунную поверхность на площади 80 000 м². С помощью телевизионных систем аппарата было получено более 200 панорам и свыше 20 000 снимков лунной поверхности. Более чем в 500 точках по трассе движения лунохода изучались физико-механические свойства, а в 25 точках проведен анализ химического состава поверхностного грунта. Совместная обработка результатов телевизионной съемки поверхности, телеметрической информации и измерения физико-механических свойств грунта и его химического состава позволяет сделать количественную оценку топографических и морфологических особенностей лунной поверхности в районе работы лунохода. Многомесячное функционирование автоматического аппарата позволило провести длительное и планомерное измерение космического рентгеновского излучения и изучение радиационной обстановки на Луне. Прекращение активного функционирования самоходного аппарата вызвано выработкой ресурсов его изотопного источника тепла, что привело к понижению температуры внутри аппарата в течение 11-й лунной ночи (с 15 по 30 сентября 1971 г.). С помощью установленного на луноходе французского уголкового лазерного отражателя, направленного на Землю, в течение нескольких лет будет осуществляться локация его с Земли. Полученная с помощью советского автоматического аппарата «Луноход-1» обширная информация послужит дальнейшему расширению сведений о Луне, Солнце и космическом пространстве.

В канун 1971 г., когда «Луноход-1» передавал уникальные данные о поверхности Луны, советская автоматическая станция «Венера-7» (рис. 76) совершила посадку на поверхность планеты

Венера. Впервые в истории космонавтики Земля одновременно получила информацию с поверхности двух разных небесных тел.

Венера привлекает внимание ученых уже несколько столетий. Однако традиционные исследования ее с помощью наземных телескопов, как указывалось, сдерживались естественным барьером: Венера постоянно окутана плотным слоем облаков. Сравнительно недавно удалось получить в результате астрономических и радиолокационных исследований новую информацию об



Рис. 76. Межпланетная автоматическая станция «Венера-7» (рисунок)

этой планете. Но такие фундаментальные характеристики планеты, как химический состав и давление атмосферы, вообще не были известны.

Автоматическая межпланетная станция стартовала к Венере с промежуточной орбиты искусственного спутника Земли 17 августа 1970 г.

Основной целью запуска автоматической станции «Венера-7» было осуществление посадки на планету, изучение атмосферы в процессе спуска вплоть до самого «дна» и проведение измерений непосредственно на поверхности. Кроме того, на участке межпланетного перелета предусматривалось изучение интенсивности космических лучей.

На трассе полета были проведены две коррекции траектории, обеспечившие прилет станции на планету во время радиовидимости с наземных измерительных пунктов. После 120-дневного полета

при входе в атмосферу планеты произошло отделение спускаемого аппарата от орбитального отсека. Под воздействием аэродинамических сил спускаемый аппарат уменьшил скорость относительно планеты с 11,5 км/с до 200 м/с. При этом перегрузка достигала 150 g, а температура между ударной волной и корпусом аппарата достигала 11000°С. В день посадки спускаемого аппарата расстояние между Землей и Венерой составляло 69,6 млн. км и радиосигналы, передаваемые автоматической станцией, достигали Земли лишь через 3 мин 22 с.

Автоматическая межпланетная станция «Венера-7» состояла из спускаемого аппарата и орбитального отсека; общая масса станции 1180 кг. Спускаемый аппарат рассчитан на внешнее давление до 180 атм и температуру до 530°С.

Для измерения давления и температуры атмосферы Венеры на спускаемом аппарате «Венера-7» была установлена специальная аппаратура, которая позволяла измерять температуру в диапазоне от 25 до 540°С и давление от 0,5 до 150 атм. Атмосферные параметры поверхности планеты в месте посадки аппарата таковы: температура $475 \pm 20^\circ\text{C}$, давление 90 ± 15 атм. Таким образом, в результате полета аппарата «Венера-7» проведены непосредственные измерения параметров атмосферы вплоть до поверхности. Окончательно установлено, что Венера обладает необычайно сильно разогретой атмосферой, плотность которой у поверхности примерно в 60 раз превышает плотность атмосферы у поверхности Земли.

Внутри герметичного приборного отсека спускаемого аппарата были размещены радиотехническая, телеметрическая и измерительная аппаратура, блоки автоматики и источники питания, а также вентилятор системы терморегулирования. В верхней части спускаемого аппарата над приборным отсеком размещена парашютная система. Купол парашюта рассчитан на работу при температуре до 530°С.

Орбитальный отсек предназначался для доставки спускаемого аппарата к Венере вплоть до входа в атмосферу. К верхнему днищу орбитального отсека крепился спускаемый аппарат, на нижнем днище установлена корректирующая двигательная установка, на боковых его поверхностях — панели солнечных батарей, антенна радиоконмаса, оптические приборы и исполнительные органы системы астроориентации.

Электропитание станции осуществлялось от химических источников тока, запасы электроэнергии аккумуляторов пополнялись за счет тока солнечных батарей. На борту находились система ориентации, бортовое программно-временное устройство и другие агрегаты.

При изготовлении спускаемого аппарата предусматривалась защита его от весьма высоких температур и давлений, возникающих при входе в атмосферу планеты, при снижении на парашюте и после посадки на поверхность.

Научные результаты, переданные автоматической станцией «Венера-7», значительно расширили наши знания об этой планете.

14 февраля 1972 г. состоялся запуск автоматической станции «Луна-20». После 105 часов космического полета станция вышла на селеноцентрическую орбиту. 19 февраля была проведена ее коррекция с целью обеспечения посадки в расчетном районе Луны, а 21 февраля станция осуществила мягкую посадку в горной материковой области.

После посадки и проверки состояния бортовых систем были включены фототелеметрические устройства. Полученные с их помощью изображения лунной поверхности позволили выбрать место для взятия пробы грунта. Грунтозаборный механизм произвел бурение и забор образцов лунного грунта, которые затем были помещены в контейнер возвращаемого аппарата и загерметизированы. 23 февраля космическая ракета станции «Луна-20» с возвращаемым аппаратом, используя посадочную ступень как платформу, стартовала с Луны и 25 февраля приблизилась к Земле со второй космической скоростью. Произошло отделение возвращаемого аппарата от космической ракеты. После этого за полетом возвращаемого аппарата до посадки на Землю осуществлялось слежение наземными радиолокационными станциями. При входе возвращаемого аппарата в плотные слои земной атмосферы началось аэродинамическое торможение, а на заключительном участке была введена в действие парашютная система, и возвращаемый аппарат с большой точностью совершил посадку в расчетном районе. После прилунения аппарата «Луна-9», совершившего мягкую посадку на поверхность Луны, впервые стали известны прочностные характеристики лунной породы. Первая информация о физико-механических свойствах лунного реголита была получена автоматической станцией «Луна-13», на борту которой находились приборы для определения прочности и плотности породы. Широкие возможности выбора и исследования наиболее интересных микрорайонов лунной поверхности открыл «Луноход-1». «Луна-16» доставила на Землю для лабораторных исследований породу рыхлого грунта из морских районов поверхности Луны. Такой же слой грунта был доставлен на Землю и кораблями «Аполлон». Однако почти вся информация о лунной породе, полученная с помощью космических средств, относилась к районам морей, которые составляют малую долю лунной поверхности. Значительно большая часть Луны, ее обратная сторона, полярные районы и континентальные массивы видимой стороны остаются малонизученными.

Меньше всего имеется сведений о лунных породах, составляющих континентальные массивы. Исследование вещества этих массивов даст возможность ответить на множество вопросов, связанных с историей формирования лунных пород. Полет автоматической станции «Луна-20», доставившей на Землю грунт с континента, — важнейший этап в изучении нашего ближайшего космического соседа.

27 марта 1972 г. был осуществлен запуск автоматической станции «Венера-8». Основной задачей нового космического эксперимента является продолжение исследований планеты Венера, осу-

ществляемых автоматическими станциями. В июле 1972 г., пролетев по траектории 312 млн. км, станция «Венера-8» достигла окрестностей планеты. Программой предусматривалось отделение от станции спускаемого аппарата, который осуществил плавный спуск в атмосфере Венеры и выполнил научные измерения.

В процессе полета по трассе Земля—Венера с борта станции проводились исследования физических характеристик межпланетного пространства, в частности измерения концентраций нейтрального водорода и потоков солнечной плазмы.

ГЛАВА 7

ИЗ ИСТОРИИ ЗАРУБЕЖНОЙ КОСМОНАВТИКИ

ПОЛЕТЫ КОСМИЧЕСКИХ КОРАБЛЕЙ «МЕРКУРИЙ» И «ДЖЕМИНИ»

Пилотируемые космические корабли в США вначале разрабатывались по программе «Меркурий». В результате был создан одноступенчатый спутник, предназначенный для изучения возможности полета человека в космическом пространстве и участия его в управлении космическим аппаратом, а также для исследования влияния на человека условий космического полета. На геоцентрические орбиты были выведены четыре корабля «Меркурий» с космонавтами на борту. В дальнейшем по программе «Джемини» были созданы двухступенчатые аппараты, предназначенные для изучения возможности осуществления длительного (до 14 суток) полета человека в космосе, встречи на орбите пилотируемого и непилотируемого кораблей и выхода космонавтов в открытый космос. Запуски 12 кораблей типа «Джемини» на геоцентрическую орбиту были проведены в 1964—1966 гг. с помощью ракеты-носителя «Титан-2». Космический корабль «Джемини» имел систему управления поступательным движением. На этом корабле имелись сбрасываемые при аварии люки и катапультируемые кресла. В отличие от первых американских кораблей на «Джемини» имелась система управления для выполнения встречи на орбите и стыковки с блоком ракеты «Аджена». На рис. 77 показана компоновка корабля в том виде, в котором он входил в плотные слои атмосферы. В каждом из спасательных люков были вмонтированы иллюминаторы, обеспечивающие обзор при встрече на орбите и стыковке, наблюдение за горизонтом при запуске тормозной двигательной установки и за поверхностью Земли при посадке. Командир корабля работал ручкой управления системы ориентации правой рукой, а второй космонавт (при необходимости) — левой рукой. Второй космонавт на этом корабле контролировал работу цифрового вычислительного устройства, топливных элементов и пассивного корабля (отсек ракеты «Аджена»). Любой из космонавтов мог давать команду на катапультирование кресел при аварийной посадке. Для посадки космического корабля «Джемини» в нормальных условиях была предусмотрена парашютная система, как и на кораблях типа «Меркурий». На активном участке полета команду на аварийное катапультирование должен был выдавать командир корабля, так как на него был возложен контроль за работой ракеты-носителя. Независимо от того, откуда по-

ступала команда, оба спасательных люка могли сбрасываться одновременно, после чего также одновременно катапультировались оба кресла. На корабле имелась ручка аварийного спасения, с помощью которой одновременно запускались четыре двигателя тормозной установки. Они обеспечивали полное отделение спутника от ракеты-носителя на большой высоте при малом аэродинамическом сопротивлении. Космический корабль «Джемини»

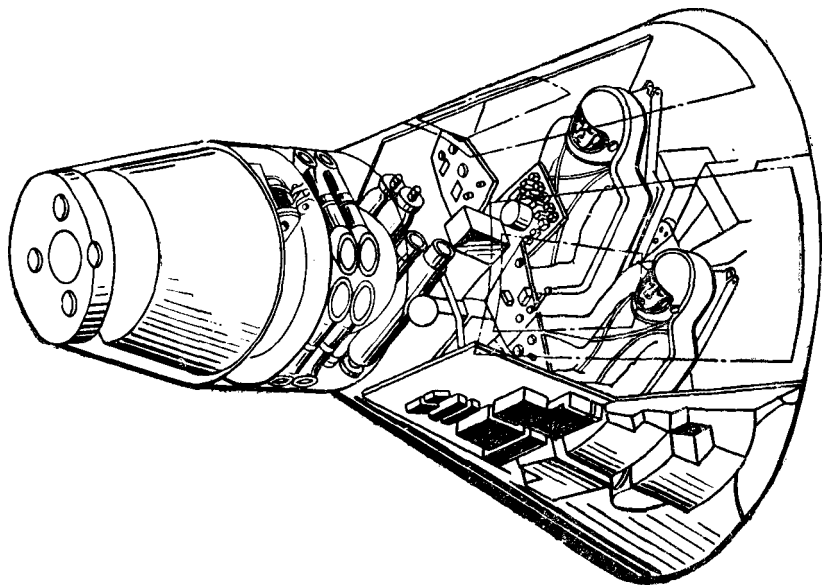


Рис. 77. Компонировка корабля «Джемини»

в отличие от своего предшественника «Меркурия» был предназначен для проведения экспериментов на орбите. На «Джемини» применялась модульная конструкция систем и все элементы каждой системы размещались в компактных блоках. Это позволяло демонтировать любую систему, не затрагивая других систем. Для рационального использования объема кабины пилоты сидели рядом, но каждое кресло по отношению к другому было развернуто на 12° . В кабине размещались лишь индикаторные приборы, органы управления и элементы системы жизнеобеспечения.

В качестве источника электроэнергии на корабле при полетах продолжительностью более двух суток использовались водородно-кислородные топливные элементы (они более легкие, чем серебряно-цинковые батареи). Для хранения газообразного кислорода и водорода, используемых в топливных элементах, и газообразного кислорода, предназначенного для дыхания, требовались установки с недопустимо большим весом. Поэтому было решено применить криогенный способ хранения кислорода и водорода.

Для обеспечения максимальной надежности работы корабля применялась полностью дублированная система реактивного уп-

равления. Система реактивного управления применялась только для ориентации во время работы тормозной силовой установки и для стабилизации и управления в процессе полета в плотных слоях атмосферы.

Большая часть полета на «Джемини», как правило, осуществлялась без связи корабля с Землей. Но наземные средства были организованы таким образом, что обеспечивали связь по меньшей мере один раз за один виток обращения корабля вокруг Земли.

Для выполнения встречи на орбите и стыковки с другим космическим аппаратом на корабле были установлены: радиолокационные станции, бортовые вычислительные устройства, силовые установки, обеспечивающие возможность небольших и точных маневров. Для управляющих двигателей, обеспечивающих встречу на орбите и полет в плотных слоях атмосферы, были выбраны двухкомпонентные самовоспламеняющиеся топлива.

В конусной части корабля была установлена специальная радиолокационная станция. Радиолокационная станция обеспечивала информацию по углам визирования, дальности и скорости сближения корабля и ракеты «Аджена», а также выдавала на индикаторные устройства результаты измерения дальности и скорости сближения.

На космическом корабле была установлена система инерциальной навигации, в состав которой входили цифровое вычислительное устройство и стабилизированная платформа. С помощью специального блока космонавт мог вводить в нее данные из вычислительного устройства.

Для стыковки на корабле «Джемини» и ракете «Аджена» были предусмотрены специальные средства. Через плоские окна в конической части возвращаемой капсулы космонавты могли наблюдать весь процесс стыковки без оптического искажения. При стыковке первоначальный контакт корабля осуществлялся с плавающим конусом, присоединенным к передней части ракеты «Аджена» посредством амортизационного подвеса. Этот конус поглощал энергию удара при стыковке в любом из возможных направлений, устранял эффект отдачи и одновременно направлял корабль к пружинным замкам. После стыковки механизм жестко прикреплял конус к ракете «Аджена», образовывалась единая конструкция из корабля и ракеты, обеспечивающая возможность маневрирования в космосе.

Перед выполнением маневра космонавты должны были убедиться в работоспособности основных систем ракеты. Соответственно в системах ракеты «Аджена» было выбрано несколько параметров, измерение и индикация которых давали возможность определить состояние систем ракеты. Индикация осуществлялась на приборной доске, помещенной на наружной части ракеты таким образом, чтобы любой из космонавтов мог наблюдать за ней как до стыковки, так и после нее.

Для проведения эксперимента по кратковременному выходу космонавта в космос входной люк не закрывался болтами, а

закрывался механическими тентами (при условии выхода человека в космос в специальном скафандре).

Задача посадки корабля включала в себя управление полетом при входе в плотные слои атмосферы и в процессе посадки. Управление осуществлялось с помощью подъемной силы, регулируемой смещением центра тяжести космического аппарата и изменением крена. Бортовая система инерциальной навигации и вычислительное устройство вырабатывали необходимые управляющие команды. По программе «Меркурий» и «Джемини» полеты совершили 20 космонавтов.

ЛУННЫЙ КОСМИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС

В США для полета к Луне, посадки на Луну и возвращения на Землю разработана космическая система «Аполлон». Экипаж корабля состоит из трех космонавтов. В качестве ракеты-носителя корабля используется ракета «Сатурн-5», обеспечивающая вывод на траекторию полета к Луне космического корабля массой более 40 т.

Ракета-носитель выводит на траекторию полета к Луне космический корабль, который состоит из трех отсеков: отсека экипажа, отсека оборудования и лунного отсека. При полете космического корабля к Луне силовая установка отсека оборудования осуществляет торможение, необходимое для вывода корабля на селеноцентрическую орбиту. Два космонавта переходят из отсека экипажа в лунный отсек, который затем отделяется. Его силовая установка осуществляет торможение, необходимое для перехода корабля на орбиту снижения, и посадку. При готовности космонавтов к обратному рейсу с Луны силовая установка лунного экспедиционного корабля обеспечивает взлет с Луны и вывод корабля на орбиту вокруг Луны, сближение и встречу с отсеками экипажа и оборудования. Космонавты переходят из лунного экспедиционного корабля в отсек экипажа, а лунный экспедиционный корабль отделяется и остается на селеноцентрической орбите. Силовая установка отсека оборудования выводит отсек экипажа на траекторию полета к Земле. Отсек оборудования остается присоединенным к отсеку экипажа до момента входа в плотные слои атмосферы Земли. Здесь отсек оборудования обеспечивает ввод в атмосферу отсека экипажа под соответствующим углом, после чего отделяется.

С выбором варианта встречи на лунной орбите был принят принцип выполнения космического корабля из отдельных отсеков, для того чтобы принцип «эффективного веса» мог быть реализован путем сбрасывания отработавших элементов. Размещение отсеков космического корабля показано на рис. 78.

Отсек экипажа является единственным отсеком, который возвращается на Землю, т. е. совершает вход в плотные слои атмосферы и посадку. Постройка этого отсека велась исходя из того, что он является основным центром космического корабля. Все операции осуществляются космонавтами в пределах этого отсека,

поэтому в нем находится связное, навигационное, управляющее, вычислительное и индикаторное оборудование. В передней части отсека смонтированы система посадки на Землю, двигатели системы реактивного управления, антенна, система спасения и передний шлюз. В задней части отсека размещены двигатели и топливные баки системы реактивного управления.

Обзор из отсека экипажа можно осуществлять через пять иллюминаторов. Три из них обеспечивают обзор передней сферы, что необходимо для общего наблюдения и стыковки на орбите с лунным экспедиционным кораблем; два (боковые) обеспечивают обзор при старте и работе индикаторов горизонта.

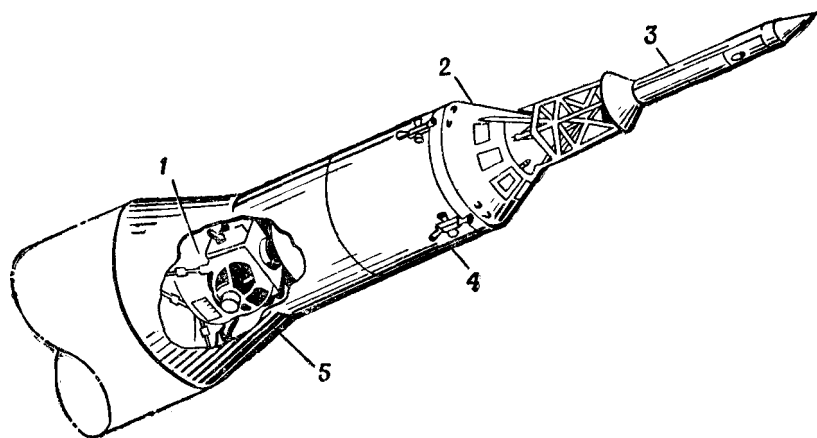


Рис. 78. Космический корабль «Аполлон»:

1 — лунный экспедиционный корабль; 2 — отсек экипажа; 3 — система аварийного спасения космического корабля на стартовом участке; 4 — отсек оборудования; 5 — переходный отсек

Защита отсека экипажа от нагрева при входе в плотные слои атмосферы, а также на участке вывода на орбиту осуществляется с помощью теплозащитного покрытия из абляционного материала. При полете в плотных слоях атмосферы температура поверхности достигает, как указывается в иностранной печати, 2760°C . Однако благодаря эффективности абляционного покрытия температура на стыке теплозащитного слоя и конструкции из нержавеющей стали является достаточно низкой.

Для обеспечения наиболее благоприятных условий входа в плотные слои атмосферы отсек экипажа корабля «Аполлон» имеет аэродинамическое качество около 0,5, а угол раствора его конической части равен 33° .

Управление по дальности при входе в плотные слои атмосферы осуществляется изменением ориентации по крену.

Следует указать, что в процессе полета экипаж не имеет сообщения с отсеком оборудования, поэтому в этом отсеке размещены имущество и системы, которые не требуют обслуживания и непосредственного управления и которые не нужны после отделения

отсека экипажа от отсека оборудования. Отсек оборудования, как указывалось, сбрасывается до входа в плотные слои атмосферы.

Система аварийного спасения, установленная на космическом корабле «Аполлон», в значительной степени была отработана на предыдущих космических кораблях. Она состоит из ферменной конструкции с двигателем для отделения отсека экипажа и двигателя для отделения фермы. В системе имеется также вспомогательный двигатель для управления по углу тангажа. В случае необходимости он удаляет космический корабль в сторону от траектории полета ракеты-носителя. Все двигатели работают на твердом топливе. Ферма системы выполнена в виде сварной конструкции из титановых труб и устанавливается на четырех опорах, присоединенных к отсеку экипажа четырьмя разрывными болтами.

В случае взрыва ракеты-носителя на пусковой площадке система аварийного спасения обеспечивает подъем отсека экипажа на высоту около 1200 м, после чего включается в работу система посадки.

Система навигации корабля и управления им — автономная и состоит из цифровой вычислительной машины, трехосной стабилизированной платформы и оптической аппаратуры для коррекции инерциальной системы в полете. С помощью оптической аппаратуры космонавты с большой точностью измеряют угол между направлениями на звезду и на земной или лунный ориентир для определения местонахождения корабля в космическом пространстве. В случае отказа системы навигации и управления коррекцию можно выполнять, используя данные наземных траекторных измерений и вычислительных средств, которые вместе с соответствующими командами должны передаваться на борт корабля по линии двусторонней радиосвязи.

Ориентация и стабилизация корабля осуществляются с помощью комплекта датчиков угловой скорости, вырабатывающих сигналы, пропорциональные угловым скоростям космического корабля, комплекта акселерометров, воспринимающих ускорение вдоль продольной оси корабля, и комплекта гироскопов, определяющих углы поворота корабля относительно трех осей. Система должна обеспечивать возможность ручного управления относительно трех осей при небольших изменениях скорости в процессе встречи и стыковки на орбите. На среднем участке траектории полета необходимо обеспечить управление вектором тяги. При входе в плотные слои атмосферы оно осуществляется путем ориентации корабля по крену при большом угле атаки. Система реактивного управления состоит из большого количества небольших ракетных двигателей, работающих на жидком топливе. По командам системы ориентации и стабилизации они вырабатывают импульсы, обеспечивающие стабилизацию заданного положения корабля, изменение его положения, и осуществляют демпфирование колебаний, возникающих под воздействием аэродинамических сил при входе в плотные слои атмосферы.

Система реактивного управления отсека экипажа применяется только после отделения отсека оборудования от отсека экипажа перед входом в плотные слои атмосферы. Она обеспечивает управление по трем осям до появления аэродинамических моментов, управление по крену и демифирование угловой скорости рыскания при полете в плотных слоях атмосферы.

Система реактивного управления отсека оборудования вырабатывает все импульсы, необходимые для управления ориентацией и стабилизации космического корабля на всех участках полета, за исключением времени работы основной силовой установки отсека оборудования. Система вырабатывает также импульсы для коррекции траектории полета на среднем участке и аварийный тормозной импульс при орбитальных полетах. Состоит она из четырех независимых и идентичных схем, в каждой из которых имеются четыре управляющих двигателя.

Система кондиционирования находится в отсеке экипажа и обеспечивает стабилизацию давления в кабине, необходимый газовый состав и циркуляцию воздуха через кабину и скафандры, терморегулирование систем отсека экипажа, доступ и циркуляцию воздуха в спускаемом аппарате после входа его в плотные слои атмосферы.

Система связи состоит из аппаратуры двусторонней радиотелефонной связи, бортовой системы внешнетраекторных измерений, бортовой системы телеметрических измерений и телевизионной аппаратуры. В бортовую систему внешнетраекторных измерений входит аппаратура обзора пространства и радиолокационный ответчик, используемый для измерения дальности при траекторных измерениях и встрече на орбите. Бортовая система телеметрических измерений должна передавать с борта корабля на наземные станции параметры систем космического корабля, параметры системы жизнеобеспечения экипажа и результаты научных измерений. Телевизионная система может быть использована для широкоэшелетельной телевизионной передачи, дистанционного приема, контроля и наблюдения за полетом в опасных зонах, при стыковке, а также для получения документальной записи процесса полета.

Силовая установка отсека оборудования находится в отсеке оборудования и предназначена для реализации импульса коррекции скорости и импульса при аварийном режиме после отделения системы спасения. Установка обеспечивает коррекцию траектории полета на среднем участке, уменьшение скорости при переходе на селеноцентрическую орбиту, перевод корабля с селеноцентрической орбиты на траекторию полета к Земле, торможение при сходе с орбиты вокруг Земли, маневры при встрече на орбите, спасение при аварии до или после вывода космического корабля на траекторию полета к Луне.

Система посадки на Землю обеспечивает безопасную посадку членов экипажа и отсека экипажа на водную или земную поверхность. На рис. 79 показана последовательность операций, выполняемых с помощью системы посадки. Парашютная система отсека эки-

нажа состоит из тормозного парашюта, трех кольцевых вытяжных парашютов и трех главных парашютов. Скорость спуска на трех парашютах равна 8 м/с, на двух — 10 м/с.

Система посадки начинает работать на высоте 8300 м по сигналу барометрического датчика, но космонавты могут выдать команду вручную и наблюдать через иллюминаторы за работой этой системы.

Космический корабль «Аполлон» спроектирован для полета с максимальным использованием возможностей членов экипажа. Экипаж состоит из пилота, штурмана и бортинженера.

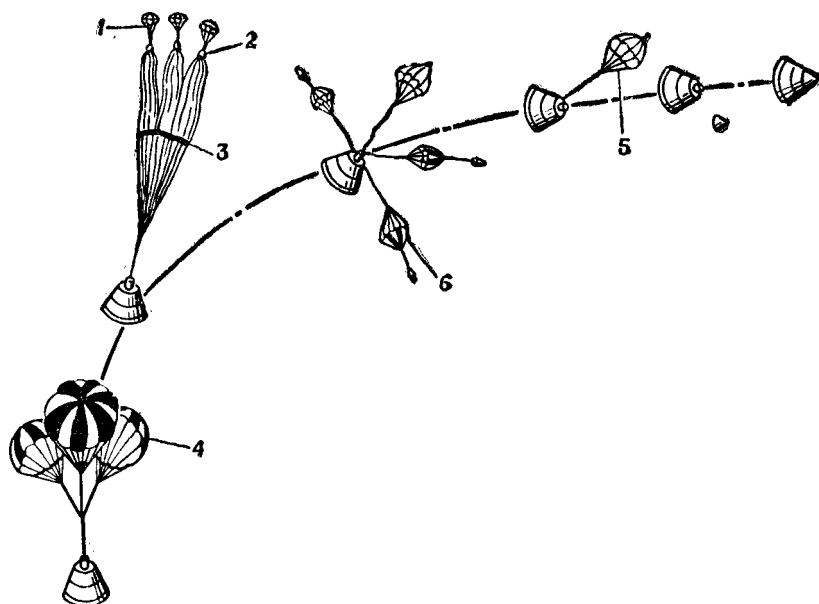


Рис. 79. Система посадки космического корабля на Землю:

1 — вытяжной парашют; 2 — место крепления вытяжного парашюта к главному парашюту; 3 — главные парашюты (вытянуты); 4 — главные парашюты (полностью раскрыты); 5 — выброс тормозного парашюта; 6 — выброс вытяжных парашютов

Пилот занимает пост управления на левом кресле перед главной приборной доской и управляет маневрами, необходимыми для перемещения лунного экспедиционного корабля, встречи на орбите и возвращения на Землю. Штурман занимает центральное место. Он отвечает за работу системы навигации и управления, помогает пилоту в управлении на критических этапах полета. Бортинженер занимает правое кресло. Он помогает штурману и обеспечивает работу аппаратуры, показания которой контролирует по индикаторам на приборной доске. Когда пилот и штурман улетают на лунном экспедиционном корабле, бортинженер один работает в отсеке экипажа.

Космический корабль может выполнять задачу полета независимо от получения информации и команд с наземных средств

обеспечения полета. Но это не устраняет возможности использования информации, поступающей с Земли, для повышения надежности и точности всех наблюдаемых параметров.

Запуски первых трех макетов основного блока аппарата «Аполлон» (без экипажа) были осуществлены в 1966 г. во время летних испытаний ракеты-носителя «Сатурн-1Б». С помощью этой же ракеты-носителя предполагалось в феврале 1967 г. произвести запуск основного блока аппарата «Аполлон» с тремя космонавтами. Однако 27 января 1967 г. этот аппарат и три космонавта сгорели во время пожара, возникшего при наземных испытаниях.

В связи с этим в конструкцию кабины экипажа внесли ряд изменений, в том числе был установлен новый выходной люк, который можно открыть за 2—3 с (люк предыдущей конструкции открывался за 90 с); тефлоновое изоляционное покрытие на кабинах было заменено металлическими оболочками; алюминиевые трубопроводы были заменены трубопроводами из нержавеющей стали. Эти изменения вызвали увеличение массы аппарата и его парашютной системы. Путем уменьшения аэродинамического качества аппарата удалось решить большую часть проблем, вызванных изменением его массы. Так, изменение конструкции входного люка без изменения аэродинамического качества приводило к необходимости взять на борт 136—180 кг балласта. Было принято решение уменьшить аэродинамическое качество аппарата с 0,35 до 0,28, что позволило уменьшить массу балласта до 13,6 кг. Увеличение массы аппарата «Аполлон» потребовало также изменения конструкции парашютной системы и увеличения площади купола тормозного парашюта, а для трех основных парашютов были предусмотрены две стадии раскрытия. До запуска первого корабля «Аполлон-11», совершившего посадку с космонавтами на Луну, было проведено несколько запусков для испытаний лунного, командного и вспомогательного (служебного) отсеков. Затем проводились полеты с экипажем на борту по околоземной и окололунной орбитам.

ПОЛЕТ С ПОСАДКОЙ НА ЛУНУ

Полет космического корабля «Аполлон-11» с посадкой на Луну был осуществлен с 16 по 24 июля 1969 г.

Масса корабля составляла 43 860 кг при общей массе полезной нагрузки ракеты-носителя «Сатурн-5» 49—71,5 т, в нее входили помимо корабля система аварийного спасения и переходник между ракетой-носителем и кораблем. Корабль состоял из основного блока и лунной кабины, включающей посадочную и взлетную ступени.

Для запуска космического корабля ракета-носитель «Сатурн-5» имела первую ступень с тягой ~ 3470 тс, вторую ступень с тягой ~ 520 тс и третью ступень с тягой ~ 90 тс. Третья ступень с кораблем была выведена на начальную, близкую к круговой, геоцентрическую орбиту. На этой орбите третья ступень с кораблем

с помощью вспомогательных двигателей ориентировалась параллельно земному горизонту. Затем после 2-часовой проверки бортовых систем производился второй старт для перехода с геоцентрической орбиты на траекторную полета к Луне. После этого перехода производилось перестроение отсеков. Основной блок отделялся от переходника, соединяющего его с последней ступенью, отходил на несколько метров и разворачивался на 180° .

После отделения основного блока переходник сбрасывался, а развернувшийся основной блок пристыковывался к лунной кабине с помощью внутреннего переходника. Затем проверялось зацепление захватов стыковочного узла, после чего соединялись разъемы основного блока и лунной кабины и наполнялись кислородом (из запаса основного блока) переходный туннель и кабина космонавтов взлетной ступени лунного корабля.

После отделения последней ступени включался маршевый двигатель корабля, который сообщал ему приращение скорости 6 м/с и обеспечивал отход на безопасное расстояние от последней ступени перед началом слива остатков топлива через двигатель. В результате слива топлива ступень получила приращение скорости и вышла на траекторию, с которой в дальнейшем под влиянием лунного притяжения перешла на гелиоцентрическую орбиту. На трассе полета Земля — Луна была предусмотрена возможность проведения до четырех коррекций. На этой трассе корабль закручивался относительно продольной оси, ориентированной перпендикулярно к направлению на Солнце, для предотвращения перегрева Солнцем отдельных участков корпуса.

Полет корабля по селеноцентрической орбите и посадка на Луну происходили следующим образом. Маршевый двигатель включался на торможение для перехода на начальную эллиптическую селеноцентрическую орбиту на расстоянии 148 км до поверхности Луны. Когда корабль находился за Луной и связи с ним не было, двигатель сообщил кораблю приращение скорости $891,2 \text{ м/с}$ и перевел его на новую орбиту. После двух витков корабля по этой орбите маршевый двигатель включился снова, сообщил кораблю приращение скорости $48,1 \text{ м/с}$ и перевел его на орбиту, которая к моменту встречи со взлетной ступенью, стартовавшей с Луны, под влиянием возмущений, обусловленных аномалиями гравитационного поля Луны, должна была вырождаться в расчетную базовую круговую орбиту высотой 111 км .

Затем один из космонавтов перешел через внутренний туннель из отсека экипажа в лунную кабину, где в течение нескольких часов проверял работу бортовых систем, после чего возвратился в отсек экипажа. Позже он снова перешел в лунную кабину, и к нему присоединился второй космонавт. Оба космонавта завершили проверку работы бортовых систем и стали готовить лунную кабину к автономному полету и посадке на Луну, предварительно надев скафандры. После подготовки лунной кабины произвели расстыковку ее и основного блока, в котором остался один космонавт. В течение 30 мин два аппарата совершали груинговой полет на рас-

стоянии нескольких метров один от другого. В течение этого времени производилась визуальная проверка лунной кабины из основного блока, после чего основной блок с помощью вспомогательного двигателя удален от лунной кабины на 3,3 км по горизонтали и на 1 км по вертикали. Затем включился двигатель посадочной ступени лунной кабины и произошел перевод ее на эллиптическую селеноцентрическую орбиту с высотой периселения 15 км и апоселения 111 км. В периселении началось торможение лунной кабины с помощью двигателя посадочной ступени. При этом могли быть осуществлены три способа управления: автоматический, полуавтоматический и ручной.

На этапе дальнего подхода высота полета составляла 2,3 км, расстояние до участка посадки — 8,1 км, горизонтальная составляющая скорости — 152 м/с, вертикальная составляющая скорости — 45,7 м/с. Если бы космонавт увидел кратеры или камни, которые могли оказаться опасными при посадке, он мог совершить маневр для выбора другого места посадки.

Радиолокатор, обеспечивающий посадку, сообщил данные о скорости и высоте полета. Начался этап ближнего подхода. Высота полета над поверхностью Луны составляла в этот момент 158 м, расстояние до участка посадки — 550 м, горизонтальная составляющая скорости — 20,4 м/с. На этом этапе кабина проходила критическую высоту, ниже которой уже невозможно было осуществить аварийное возвращение к основному блоку, поскольку за то время, которое требуется для отделения посадочной ступени и включения основного двигателя взлетной ступени, кабина упала бы на Луну. Вертикальный спуск производился с высоты 45 м, когда горизонтальная скорость была полностью погашена. Вертикальная составляющая скорости автоматически поддерживалась на уровне 0,9 м/с. Была предусмотрена возможность зависания и горизонтального полета, однако при этом необходимо было непрерывно уменьшать тягу двигателя, иначе лунная кабина, масса которой непрерывно уменьшалась из-за расходования топлива, начала бы подниматься.

Непосредственно после посадки проводилась проверка бортовых систем лунной кабины, чтобы в случае обнаружения неисправности, угрожающей безопасности космонавтов, немедленно осуществить аварийный старт с Луны. После отдыха и сна оба космонавта надели ранцевые системы жизнеобеспечения, перчатки и чехлы на ботинки, поочередно спустились на Луну, провели запланированные наблюдения и собрали грунт. Выполнив задание, космонавты заполнили кабину кислородом и подготовились к старту с Луны. Основной двигатель взлетной ступени, обеспечивавший старт с Луны и выход на начальную селеноцентрическую орбиту, должен был сообщить ступени приращение скорости 1845,5 м/с и израсходовать 2263 кг топлива. Осуществив старт с Луны, взлетная ступень лунной кабины в течение 10 с совершила вертикальный подъем, который закончился по достижении скорости 15 м/с на высоте 76 м. Когда взлетная ступень вышла на селеноцентрическую орбиту и

достигла высоты периселения 16,6 км, основной блок находился впереди нее на расстоянии 470 км. Все дальнейшие маневры по обеспечению встречи производились с помощью двигателей системы ориентации взлетной ступени. Взлетная ступень перешла на орбиту высотой 83 км, близкую к круговой, на которой несколько раз включался двигатель системы ориентации для перевода ее на орбиту основного блока и выполнялись маневры по сближению с основным блоком. После группового полета взлетной ступени с основным блоком была произведена их стыковка, и космонавты перешли из взлетной ступени лунной кабины в отсек экипажа. Взлетная ступень была отброшена, и основной блок с помощью вспомогательных двигателей отдалился от нее на безопасное расстояние. После этого включился основной двигатель взлетной ступени, который работал до полного израсходования топлива, и перевел ступень на гелиоцентрическую орбиту. Затем через 135 ч 24 мин 34 с космонавты включили маршевый двигатель для перехода с селеноцентрической орбиты на траекторию полета к Земле.

На трассе Луна—Земля произошло отделение двигательного отсека от отсека экипажа, последний вошел в атмосферу Земли и совершил управляемый спуск с использованием аэродинамического качества. В иностранной печати указывалось, что номинальная дальность полета в атмосфере (от точки входа в атмосферу до точки приводнения) составляла 2380 км. За счет регулирования аэродинамического качества эта дальность могла изменяться в пределах 2220—4630 км.

На борту корабля «Аполлон» в отсеке экипажа запас пищевых продуктов был рассчитан на прием пищи три раза в сутки. Часть продуктов была в обезвоженном виде, и перед употреблением их требовалось разводить водой; часть — желатинирована, так что пищу можно было есть ложкой; часть — расфасована в готовые к употреблению порции. Для питья и разведения пищи использовалась вода, образующаяся в топливных элементах как продукт реакции водорода и кислорода. В отсеке экипажа космонавты могли брать воду из трех кранов, в лунной кабине — из одного крана. Для улавливания в питьевой воде пузырьков водорода на краны надевались специальные фильтры. На корабле, как и в лунной кабине, имелась бортовая аптечка.

Программа полета была выполнена, но в связи с неблагоприятными метеорологическими условиями (грозы) посадка на Землю была совершена несколько в стороне от намеченного района.

ПОЛЕТ КОРАБЛЯ «АПОЛЛОН-15»

Рассмотрим одну из последующих лунных экспедиций корабля «Аполлон». Эта лунная экспедиция в рамках американской программы «Аполлон» была проведена в период с 26 июля по 7 августа 1971 г. Следует отметить, что экспедиция «Аполлон-13» была неудачной вследствие взрыва кислородного бачка в двигательном

отсеке, поэтому вместо посадки на Луну осуществлялось аварийное возвращение на Землю.

«Аполлон-15» (рис. 80) совершил посадку на Луну у восточного края Моря Дождей в районе, окруженном горами Апеннины.

По сравнению с прежними кораблями «Аполлон-15» имел модифицированный основной блок, рассчитанный на полет длительностью 16 суток (прежние блоки рассчитаны на 10,7 суток). Масса блока была увеличена на 900 кг. Масса модифицированной лунной

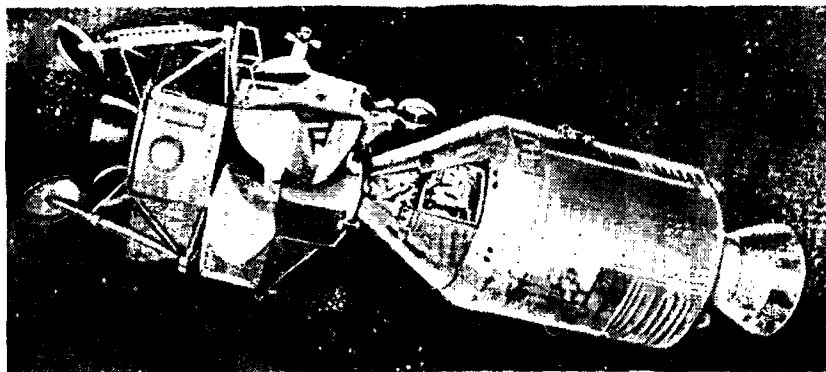


Рис. 80. Космический корабль «Аполлон-15»

кабины увеличилась на 1200 кг. Эта кабина была рассчитана на пребывание на Луне до 3 суток в отличие от прежней кабины, рассчитанной на пребывание на Луне в течение 36 ч. Масса полезной нагрузки модифицированной лунной кабины увеличилась с 270 до 450 кг, из них 200 кг приходилось на лунный ход, которого в прежних экспедициях не было. Таким образом, масса модифицированного основного блока составила 30 т, лунной кабины — 16,3 т.

Основной блок, как и прежде, состоял из отсека экипажа и двигательного (вспомогательного) отсека; лунная кабина имела посадочную и взлетную ступени.

Корпус отсека экипажа — конической формы, изготовлен из слоистых панелей (соты и листы из нержавеющей стали), имеет теплозащитный экран из сотового стеклопластика с наполнителем из абляционного материала (фенольно-эпоксидная смола). Корпус двигательного отсека — цилиндрический, также изготовлен из слоистых панелей, но в отличие от отсека экипажа соты и листы выполнены из алюминиевого сплава. Для снижения пожароопасности в кабине отсека экипажа на время старта создавалась кислородно-азотная атмосфера (60% кислорода). Космонавты при этом использовали автономную систему жизнеобеспечения скафандров и дышали чистым кислородом. После выхода на орбиту кислородно-азотная смесь из кабины стравливалась и заменялась почти чистым кислородом.

В кабине космонавтов находится система наведения и навигации. Источниками электропитания основного блока являются водородно-кислородные топливные элементы, размещенные в двигательном отсеке. Для электропитания отсека экипажа после отделения двигательного отсека использовались размещенные в нем химические батареи.

Основной блок имеет маршевый двигатель, вспомогательные двигатели и двигатели системы ориентации. Маршевый двигатель обеспечивал коррекцию траектории на трассах Земля—Луна и Луна—Земля, переход на селеноцентрическую орбиту, коррекцию этой орбиты, сближение со взлетной ступенью (в случае необходимости) и переход на траекторию полета к Земле. Вспомогательные двигатели, расположенные на корпусе двигательного отсека, обеспечивали увод корабля от последней ступени ракеты-носителя, ориентацию корабля по трем осям, коррекцию траектории на трассах Земля—Луна и Луна—Земля в случае большего, чем рассчитано (1,5 м/с), приращения скорости, а также отделение двигательного отсека от отсека экипажа перед входом в атмосферу. Двигатели системы ориентации, расположенные в отсеке экипажа, обеспечивали ориентацию этого отсека при входе в атмосферу. Это необходимо для придания аппарату необходимого угла крена, который позволяет регулировать подъемную силу при спуске с использованием аэродинамического качества. Система подачи топлива во всех двигателях—вытеснительная с помощью гелия.

Отсек экипажа рассчитан на управляемый спуск в атмосфере с использованием аэродинамического качества и на приводнение на парашютах. Парашютная система состоит из двух тормозных, трех вытяжных и трех основных парашютов. Как обычно в таких системах, на высоте 7,7 км развертываются тормозные парашюты, которые уменьшают скорость снижения до 60 м/с и обеспечивают такую ориентацию отсека, при которой вначале на высоте 4,5 км раскрываются вытяжные парашюты, а затем и основные, что обеспечивает посадочную скорость отсека около 8 м/с. Ориентация отсека после приводнения днищем вниз обеспечивается с помощью надувных баллонов-поплавков (случалось, что приводнившиеся пилотируемые американские корабли на плаву занимали положение днищем вверх).

Лунная кабина имеет две ступени: посадочную и взлетную.

ЖРД посадочной ступени с изменяемой тягой в пределах 470—4470 кгс обеспечивает посадку на Луну, а основной ЖРД взлетной ступени—старт с Луны. На взлетной ступени установлено также 16 ЖРД системы ориентации с тягой по 45 кгс каждый. Они обеспечивают как ориентацию, так и коррекцию орбиты, сближение и причаливание.

Все двигатели основного блока и лунной кабины работали на самовоспламеняющемся топливе.

В лунной кабине имелась система наведения и навигации. В нее входили измерительный блок, ЭВМ, телескоп, радиолокатор для

обеспечения посадки на Луну и радиолокатор для обеспечения встречи на орбите.

В качестве энергетической установки в лунной кабине использовались пять серебряно-цинковых батарей на посадочной ступени и две батареи на взлетной ступени.

Обшивка лунной кабины состояла из тонких листов алюминиевого сплава. Кабина космонавтов на взлетной ступени наполнялась чистым кислородом, она имела два люка: верхний, к которому ведет туннель-лаз, для перехода из отсека экипажа и передний для выхода на Луну.

На корабле «Аполлон-15» были установлены научные приборы для исследования поверхности Луны, съемки и зондирования Луны с селеноцентрической орбиты. Для исследования на поверхности Луны применялись сейсмометры, магнитомеры, детекторы ионов и приборы для определения тепловых потоков, идущих из недр Луны к ее поверхности. Помимо этого, на Луне были взяты пробы лунного грунта, установлены отражатели лазерного излучения с уголковыми элементами для экспериментов с обсерваториями, не располагающими очень мощными телескопами. Для исследования тепловых потоков были установлены зонды в скважины большой глубины (их с помощью электробуров сверлили на Луне космонавты). В одном из отделений двигательного отсека корабля был установлен комплект оборудования, в который входили: панорамная камера для съемки с высоты 110 км с разрешающей способностью до 3 м, фотограмметрическая камера, спектрометр для определения концентрации химических элементов, находящихся на лунной поверхности и в ее глубине, и другие приборы.

Космонавты корабля «Аполлон-15» использовали для передвижения по Луне луноход с общей массой размещенного на нем оборудования и космонавтов 690 кг. Луноход — двухместный самоходный аппарат (рис. 81), на котором космонавты совершили три поездки по поверхности Луны общей продолжительностью около 6 ч. Во время одной из поездок у лунохода отказала система поворота передних колес и космонавтам пришлось использовать систему поворота задних колес.

Экипировка космонавтов корабля «Аполлон-15» хорошо продумана. Космонавты использовали скафандры двух типов. Пилот основного корабля имел скафандр с внутренней оболочкой из хлопчатобумажного трикотажа с застежкой «молния» от пояса до шеи и устройствами для крепления биодатчиков. Внутренняя оболочка его скафандра имела оболочку, которая изготовлена из специального материала «номекс»; вентилируемая оболочка — из нейлона со специальным покрытием; герметизирующая оболочка — из нейлона и, наконец, внешняя оболочка — из слоя «номекс» и двух слоев стеклоткани с тефлоновым покрытием. Скафандр пилота основного корабля не предназначен для выхода на Луну.

Скафандры для выхода на Луну имеют кроме покрытий скафандра первого типа теплозащитное покрытие и покрытие для защиты от метеорных частиц, состоящие из двух слоев нейлона со

специальным покрытием и нескольких слоев стеклоткани с капроновым покрытием. В период выхода космонавтов на поверхность Луны нателная оболочка скафандра заменяется «бельем» с водяным охлаждением. Это «белье» изготовлено из нейлонового трикотажа и материала «спандекс», которым обшиты пластмассовые трубки, предназначенные для циркуляции воды.

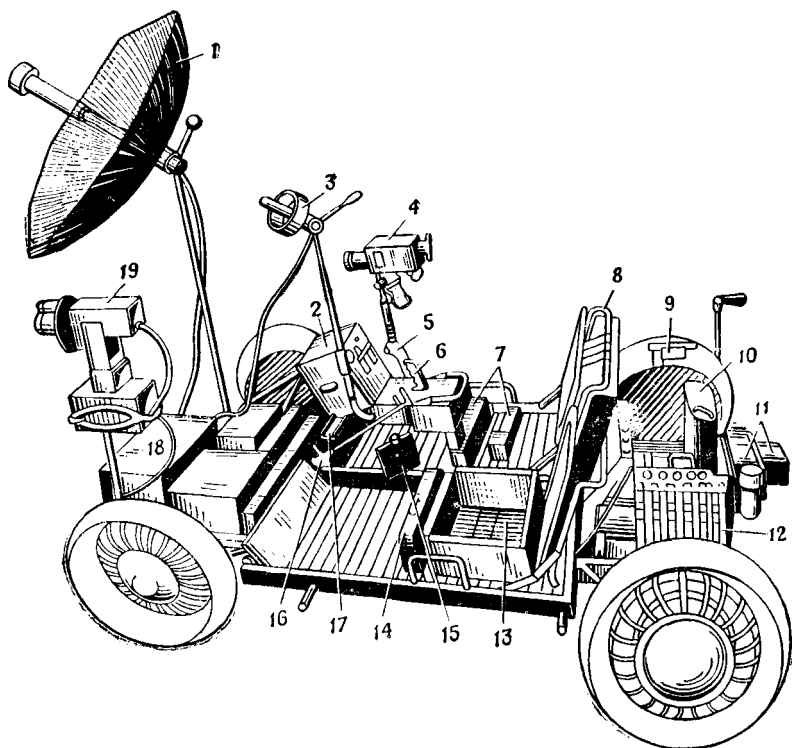


Рис. 81. Луноход LRV:

1 — остронаправленная антенна; 2 — пульт управления; 3 — малонаправленная антенна; 4 — кинокамера; 5 — поручень; 6 — ручка управления; 7 — кассеты с пленкой; 8 — шланг; 9 — электробур; 10 — стереоскопическая камера; 11 — магнитометр; 12 — держатель для геологических инструментов; 13 — контейнер для образцов (под сиденьем); 14 — контейнер со щетками; 15 — контейнер с мешочками; 16 — захват; 17 — место для фотокамеры; 18 — приемопередающее оборудование для непосредственной связи с Землей; 19 — телевизионная камера

По сравнению со скафандрами, применявшимися ранее для полета на Луну, скафандры последнего типа несколько модифицированы. Они обеспечивают большую свободу движений шеи, плечевого пояса, кистей рук, поясницы и ног. Масса скафандра для космонавта основного корабля — 16 кг. Масса скафандра, в котором космонавт выходил на Луну, вместе с автономной ранцевой системой жизнеобеспечения, аварийным запасом кислорода и рамкой с защитными козырьками — 93 кг.

Ранцевая система, применяемая на кораблях «Аполлон» последних типов, имеет массу 64 кг и обеспечивает пребывание космонавтов на поверхности Луны в течение более 7 ч. В ней предусмотрены запас кислорода для дыхания (кислород подается под давлением), запас воды для охлаждения «белья», патрон с гидроокисью лития для поглощения углекислого газа в системе циркуляции кислорода, связное и телеметрическое оборудование, индикаторы, регуляторы и батареи электропитания. Ранец имеет теплоизолирующую оболочку. Как и на корабле «Аполлон-14», аварийный запас кислорода, рассчитанный на 90 мин, размещается в двух баллонах на ранце. Космонавты снабжаются устройством, которое позволяет подключить скафандр с неисправной системой жизнеобеспечения к исправной системе жизнеобеспечения другого космонавта и таким образом обеспечить охлаждение неисправного скафандра, не расходуя на охлаждение кислород из аварийного запаса. В этом специальном устройстве используется шланг, по которому в скафандр поступает вода из исправной системы. Шланг длиной 2,3 м берут на луноходе. Два козырька на шлеме скафандра обеспечивают защиту от теплового и светового излучения, а также от метеорных частиц. Перед выходом на поверхность Луны космонавты надевают специальные перчатки с теплоизолирующим покрытием для защиты рук при работе с очень нагретыми или охлажденными объектами. Концы пальцев перчаток изготовлены из кремнийорганического каучука для повышения чувствительности пальцев космонавта. Под шлем космонавт надевает шапочку с двумя комплектами наушников и микрофонов.

Предусмотрена возможность снабжения водой во время выходов космонавтов на поверхность Луны. Бачок с водой (225 г) смонтирован на внутренней стороне шлема, и, чтобы напиться, космонавту достаточно повернуть голову и взять губами мундштук. В шлеме смонтирована капсула со съедобной палочкой, которую космонавт может сосать во время выходов.

В полете космонавты на длительные периоды снимают скафандры и надевают нательное «белье», легкие тефлоновые комбинезоны, состоящие из куртки и штанов. Комбинезоны хорошо сохраняют тепло, а в их карманах космонавты могут хранить необходимые вещи.

Суточный рацион пищи на одного человека при полете корабля «Аполлон-15» составлял 2500 ккал. Часть этих продуктов, как и на других кораблях, была обезвожена, и перед употреблением их следовало развести водой, часть желатинирована, а часть расфасована в готовые к употреблению порции.

Экипажем «Аполлон-15» были выполнены следующие задания: доставлено на Землю 77,5 кг образцов лунного грунта; установлены на поверхности Луны пассивные сейсмометры; обнаружен и сфотографирован ряд селенологических явлений; сфотографировано 12% и зондировано 20% площади поверхности Луны с селеноцентрической орбиты; испытаны луноход, усовершенствованные

скафандры и ранцевая система жизнеобеспечения. Однако в полете корабля обнаружилось много неполадок и технических трудностей. В частности, выход из строя одного из трех основных парашютов при спуске корабля. Эта неисправность была самой опасной, поскольку она угрожала жизни космонавтов, так как свернувшийся парашют мог запутаться в стропях двух других парашютов и вывести их из строя. Наиболее вероятной причиной этой неисправности было то, что нейлоновые стропы парашюта были повреждены при сливе монометилгидразина, который способен разрушать нейлон. Эта жидкость использовалась на космическом корабле «Аполлон-15» в качестве горючего для двигателей системы управления ориентацией и стабилизацией. Перед приводнением командного отсека был слит ее остаток — 2,3 кг. При спуске космонавты сообщили, что они наблюдают свернувшийся парашют через облако паров монометилгидразина. Поэтому было принято решение при последующих полетах КК «Аполлон» остаток этого горючего не сливать. Другой причиной свертывания парашюта могло быть разрушение колец, к которым он крепится. Неисправный парашют не удалось выловить из воды, но на одном из исправных парашютов оказались кольца с дефектами. Поэтому было принято решение в будущем изготавливать кольца не из стали, а из сплава никеля и стали.

Посадка была произведена на двух парашютах, поэтому вертикальная скорость достигала 9,7 м/с вместо 8,5 м/с при трех парашютах, а перегрузка равнялась 16 g. Космонавтов предупредили, что им предстоит трудная жесткая посадка, но все кончилось благополучно. В плотные слои атмосферы командный отсек с космонавтами вошел на высоте 120 км со скоростью 10 989 м/с.

В иностранной печати сообщается такой интересный факт. Анализ грунта, доставленного на Землю кораблем «Аполлон-15», показывает, что возраст одного из образцов составляет 4,15 млрд. лет $\pm$ 200 млн. лет. Возраст Солнечной системы ученые оценивают в 4,6 млрд. лет.

Как известно, программа «Аполлон» закончилась полетом космического корабля «Аполлон-17», который происходил с 7 по 19 декабря 1972 года. Этот корабль предназначался для доставки на Луну седьмой (последней) американской экспедиции. Во время этой экспедиции были совершены высадка космонавтов на Луну и три выхода на ее поверхность для установки приборов и взятия образцов лунного грунта. Маршрутные поездки на луноходе были более длительными, чем при прежних выходах на Луну, и составили в общей сложности 35,7 км. Общая продолжительность трех выходов на Луну составила 22 ч 5 мин 6 с, в то время как в предыдущем полете она составляла 21 ч. За этот полет было собрано и доставлено на Землю 113 кг образцов лунного грунта и сделано более 2000 снимков.

В результате лунных экспедиций по программе «Аполлон» на Землю доставлено почти 400 кг образцов лунных пород, более

15 км фотопленки от панорамных и топографических камер, многочисленные фотоснимки и кинопленки. На Луне установлено пять комплектов научных приборов. Общая продолжительность пребывания человека на Луне в результате выполнения программы «Аполлон» составляет 299 ч 34 мин, а длительность выходов соответственно 80 ч 14 мин. Все старты с земной поверхности, начиная с «Аполлона-8», были произведены с помощью ракеты «Сатурн-5». Вместе с тем итоги научной программы «Аполлон» зарубежные специалисты оценивают достаточно сдержанно. В частности, отмечается, что предыдущие полеты задали больше новых загадок, чем отгадали старых.

Лунные экспедиции не вызвали качественного скачка в фундаментальном понимании происхождения Луны и Солнечной системы, как этого многие ожидали. Большинство специалистов и обозревателей считают, что до конца XX века США не предпримут новых экспедиций на Луну. Одной из причин, которая чрезвычайно усложнит возобновление таких экспедиций, является расформирование коллективов опытных и высококвалифицированных ученых и инженеров.

БЕЗОПАСНОСТЬ ПОЛЕТОВ ЛУННОЙ ЭКСПЕДИЦИИ

По сообщениям иностранной печати, в последнее время исследуется процесс возбуждения грозových электрических разрядов при пролете ракеты через облака. Поводом для исследований послужил запуск космического корабля «Аполлон-12», происходивший в сильный дождь, во время которого ракета-носитель испытала удар молнии. В день запуска были зарегистрированы следующие факты. Через 36,5 с после запуска в ракету-носитель, находившуюся на высоте 2 км, ударила молния. В то же самое время фотокамеры регистрировали разряд молнии в Землю вблизи пусковой площадки. Космонавты, находившиеся на борту космического корабля, доложили, что видели яркую вспышку молнии, а один из них впоследствии сообщил, что он ощутил толчок. В командном отсеке космического корабля сработали многочисленные устройства аварийной сигнализации, топливные элементы отключились от основных шин электропитания. При этом система кондиционирования не работала в течение 60 с, а девять датчиков температуры и давления вышли из строя.

Через 52 с после старта, когда ракета достигла высоты 4,2 км и была на 650 м выше уровня нулевой изотермы, произошел второй перебой в работе аппаратуры, во время которого отключился инерциальный блок. В этот момент молнии не было замечено, однако радиоприемные устройства для пеленгации атмосферных разрядов, находившиеся на Земле, были насыщены.

Последующий анализ телеметрических сигналов показал, что электрические возмущения меньшей величины наблюдались как до этих двух основных перебоев в работе аппаратуры космического корабля, так и после них. Однако за 6 ч до момента запуска и при-

мерно через столько же времени после него в зоне стартового комплекса не было зарегистрировано никаких грозовых разрядов. Измерительные приборы, расположенные в этом районе, отмечали лишь несколько повышенную напряженность электрического поля, характерную для нормальной неустойчивой погоды. Счетчик, установленный на близлежащей авиабазе, зарегистрировал только один грозовой разряд, и именно тот, который произошел через 36,5 с после старта. Все это позволяет предположить, что пролет ракеты через наэлектризованные облака вызвал электрический разряд, которого в обычных условиях могло бы и не быть. Причиной разряда могло быть и то обстоятельство, что металлический корпус ракеты длиной около 100 м и струя выхлопных ионизированных газов длиной более 200 м способствовали увеличению напряженности электрического поля на пути полета ракеты примерно в 950 раз.

Регистрация электрического грозового разряда на пленку камеры и соответствующие расчеты показывают, что через корпус ракеты прошел заряд около 20 Кл за время 0,12 с. Таким образом, предполагается, что наблюдавшаяся молния относится к типу длительных молний. В приводимом исследовании говорится о том, что в электрически проводящем канале, по которому распространяется молния, температура может достигать 30 000 К и что происходит почти полная ионизация воздуха, а плотность свободных электронов, обеспечивающих электропроводность, даже через 50 мс после начала разряда составляет примерно 10^8 м^{-3} . Такое продолжительное сохранение проводимости обусловлено медленной рекомбинацией электронов в процессе охлаждения этого канала примерно до 3000 К. Температура же газов, истекающих из сопел реактивных двигателей, в 5—6 раз ниже, чем в канале, поэтому плотность свободных электронов в струе, а также срок их жизни значительно меньше, чем в канале распространения молнии. Можно предположить, что уже через несколько десятков миллисекунд после сгорания топлива плотность свободных электронов в струе практически равна нулю, и прекращение свечения струи является признаком отсутствия в ней свободных электронов. Однако ракета оставляет за собой длинный шлейф газов с высокой концентрацией больших и малых ионов, общий заряд которых, по-видимому, отличается от нуля. Наличие большого количества ионизированных частиц в струе выхлопных газов хотя и не обеспечивает для молнии такого же проводящего канала, как свободные электроны (поскольку подвижность ионов более чем на порядок ниже, чем у свободных электронов), но влияет на путь электрического разряда, воздействуя на направление распространения лидера молнии (канал распространения молнии, развивающийся до земли, называется лидером молнии). Если механизм распространения лидера молнии включает фотоэлектрическую ионизацию вперед лежащих частиц, то ионизированный шлейф газов может служить «дорожкой», по которой пойдет лидер молнии к Земле. Корпус ракеты и шлейф ионизиро-

ванных газов, общая длина которых может достигать 600 м, представляют собой, по существу, длинный проводник, внесенный в электрическое поле облаков. Такой проводник вызывает концентрацию силовых линий электрического поля, в результате чего может быть превышено напряжение пробоя и возникнет коронный разряд. При достаточно сильном электрическом поле коронный разряд перерастает в молнию.

Роль ракеты в образовании молнии зависит также от величины накопленного в облаке электрического заряда. Для поддержания электрического разряда и образования молнии необходимо, чтобы количество электричества в облаке было достаточно велико, в противном случае разряд затухнет. Величина энергии естественных молний колеблется в пределах от 18^8 до 10^{10} Дж. Определенное значение может иметь также накопление заряда на корпусе ракеты при отсутствии внешнего электрического поля, что может быть обусловлено различными причинами. Величину электростатической энергии можно рассчитать, зная емкость корпуса ракеты. Однако следует заметить, что максимальный заряд, который может накапливаться на корпусе ракеты, пренебрежимо мал по сравнению с зарядом, переносимым молнией. В то же время электрический заряд на корпусе ракеты может способствовать иницированию молнии при пролете ракеты через наэлектризованное облако. Авторы этих исследований делают вывод, что удар молнии, который наблюдался при запуске КК «Аполлон-12», подтверждает необходимость защиты электронного оборудования, и в особенности вычислительных устройств системы наведения ракеты, от напруг, связанных с воздействием молнии.

Для обеспечения безопасности при запуске ракет через облака необходимо:

1) учитывать, что запуск наименее опасен, если толщина слоя облаков не превышает 1700—2500 м;

2) проводить радиолокационную разведку для оценки нарастания ограждений, которое является мерой конвективности и электрической активности в облаках;

3) производить предварительное зондирование облачности с помощью самолета или небольшой ракеты, когда слой облаков по высоте превышает 1500 м;

4) на старте иметь радиоприемные устройства для пеленгации «атмосфериков» и счетчики грозовых разрядов;

5) при наличии облачности замерять величину тока точечного разряда у поверхности Земли для обнаружения электрического поля высокой напряженности, предшествующего образованию молнии.

В облачности толщиной 1500 м и более имеется большая вероятность протекания процессов разделения электрических зарядов, которые предшествуют грозовому разряду. Эти процессы, как указывается, особенно опасны потому, что обнаружить их гораздо труднее, чем грозовые облака.

ОБЕСПЕЧЕНИЕ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ ПИЛОТИРУЕМЫХ КОСМИЧЕСКИХ КОРАБЛЕЙ

В аварийных условиях программа действий экипажа должна обеспечивать возможность прекращения полета и безопасное возвращение на Землю. Для этого разрабатываются методы оценки аварийной ситуации и способы спасения экипажа.

Оценка аварийных ситуаций на активных участках траектории является наиболее трудной задачей, зависящей от возможности наземной службы и экипажа следить за наиболее критическими системами и параметрами. Способ спасения экипажа чаще всего определяется величиной отклонения параметров полета от номинальных значений. Чтобы определить программу действий для совокупности всех возможных аварийных ситуаций, необходимо изучить каждую аварийную ситуацию с учетом влияния на ракету-носитель, корабль и экипаж различных ограничений. Эти ограничения могут быть вызваны техническими и эксплуатационными факторами. Схема программы действий при аварийных ситуациях включает несколько документов, каждый из которых определяет степень ответственности исполнителей. Период возникновения аварийной ситуации влияет на составление программы аварийных действий. Он одинаково важен как для наземной службы управления полетом в связи с необходимостью принятия решения и предупреждения экипажа, так и для членов экипажа, которые должны выполнить необходимые для аварийного прекращения полета действия. На основе моделирования аварийных ситуаций специалистами разрабатывается предварительный план действий при аварии, который проверяется и дорабатывается в ходе обсуждения в рабочих группах, при работе членов экипажа на имитаторах, в процессе летных испытаний. В результате определяются ограничения материальной части ракеты-носителя и космического корабля и разрабатывается план действий при аварии. В него входят перечень аварийных ситуаций, инструкция экипажу на случай возникновения аварии, план поиска и спасения экипажа, потерпевшего аварию, программа работы системы аварийного спасения в реальном масштабе времени и летные ограничения.

Рассмотрим на примере лунного космического корабля методы разработки программ действий при аварийных ситуациях и технику спасения экипажа на различных участках полета к Луне, разработанные в США.

Вывод корабля на орбиту. В связи с возможностью потери тяги ракетой-носителем или ее взрывом этап запуска является одним из наиболее опасных участков полета. Атмосферные условия являются эксплуатационными ограничениями, которые требуют специального рассмотрения технических параметров спасательного оборудования. Поэтому корабль должен быть оборудован системой аварийного спасения для участка полета в пределах атмосферы и в условиях старта. На рис. 82 показаны система аварийного сна-

сепия, командный, двигательный и лунный отсеки корабля «Аполлон».

Расчетная траектория корабля при полете в атмосфере определяет начальные условия развития аварийной ситуации. Наземный командный пункт и экипаж корабля должны в процессе полета определять отклонение реальной траектории от расчетной. Величина допустимого отклонения зависит от возможности спасения экипажа в данный момент времени.

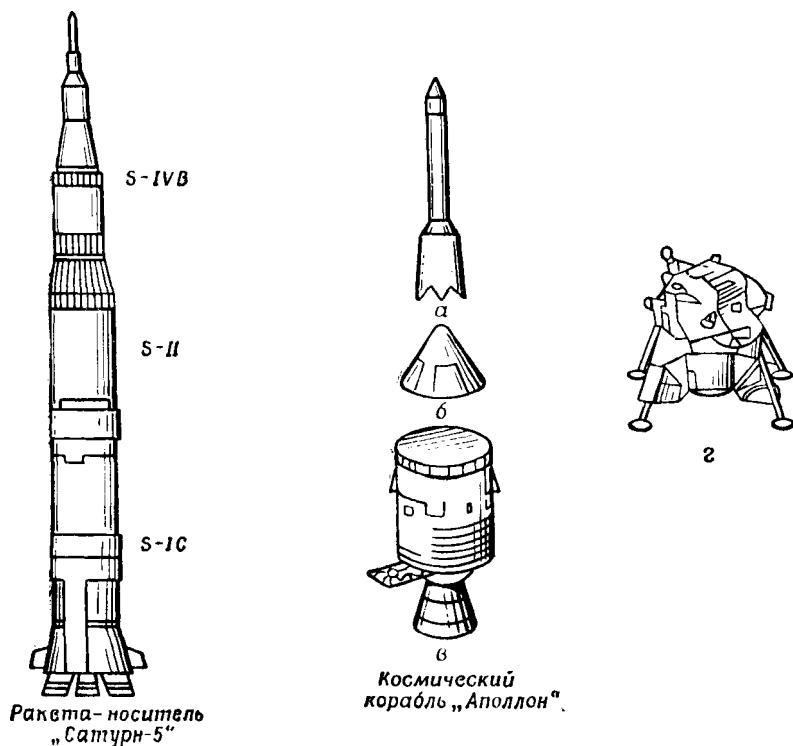


Рис. 82. Составные элементы ракеты-носителя «Сатурн» и космического корабля «Аполлон»:

а — система аварийного спасения; б — командный отсек; в — двигательный отсек; г — лунный отсек

Для участка полета в атмосфере рассмотрим три основных вида аварийных ситуаций.

Падение тяги двигателей ракеты-носителя (РН). Наибольшую опасность представляют аварийные ситуации, возникающие на начальном участке полета, до выхода на орбиту. Решение об аварийном прекращении полета в этом случае принимается командным пунктом, располагающим данными наземной службы слежения за траекторией.

Быстроразвивающаяся аварийная ситуация, которая может возникнуть при разрыве или потере устойчивости РН. Критический с точки зрения времени характер этих аварий требует быстрой оценки обстановки экипажем, принятия решения и включения системы аварийного спасения без помощи наземной службы.

Для оценки наиболее критических ситуаций полета на корабле «Аполлон» имеется автоматическая система определения аварийной обстановки. На основании измерения угловых скоростей РН и давления в камерах сгорания двигателей эта система производит

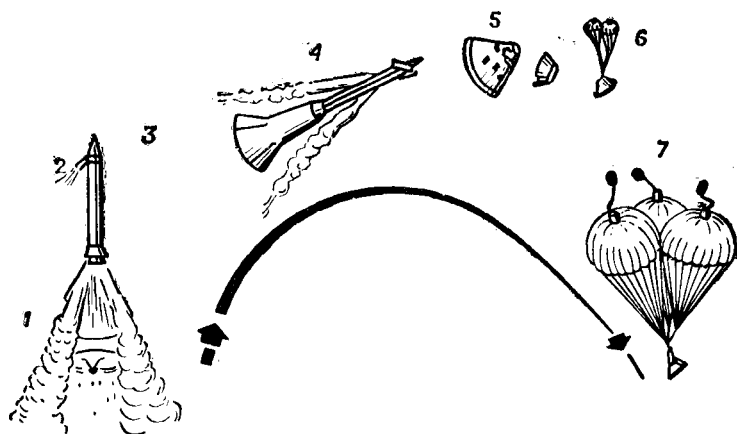


Рис. 83. Схема работы системы аварийного спасения на малой высоте:

1 — включение аварийных РДТТ; 2 — включение тангажного РДТТ; 3 — раскрытие стабилизирующих щитков (через 11с); 4 — сброс фермы (через 14с); 5 — сброс крышки (через 14,4с); 6 — ввод стабилизирующих парашютов (через 16с); 7 — ввод основных парашютов

включение системы аварийного спасения (рис. 83) в случае выхода этих параметров за допустимые пределы, составляющие для угловых скоростей 3 град/с по тангажу и рысканию и 20 град/с по крену. Одновременно с включением системы аварийного спасения выключаются двигатели РН, если авария произошла через 30 с после начала их работы. В течение первых 30 с полета двигатели РН не выключаются, что обеспечивает возможность РН удалиться на безопасное расстояние от стартовой площадки. Экипаж включает систему аварийного спасения по показаниям индикаторов угловых скоростей и углов и по параметрам, которые имеются в виде таблицы на приборной панели корабля. Автоматическая система определения аварийной обстановки в сочетании с возможностью объективной оценки экипажем ее характера (по показаниям и физиологическим ощущениям) является рациональным методом сокращения времени принятия решения на прекращение полета для этих аварийных ситуаций.

Отказы, медленно развивающиеся во времени, влияние которых на полет РН не является очевидным для экипажа (например, отказы в системе навигации и управления). Величина медленных отклонений траектории от расчетной фиксируется на индикаторах наземного центра управления. Величины допустимых отклонений траектории определяются ограничениями, связанными с процессом спасения экипажа, в частности с допустимыми перегрузками при входе в атмосферу после аварийного отделения. На участке вывода космического корабля на орбиту могут быть выделены четыре критических режима: старт РН, переход звуковой скорости, полет при максимальном скоростном напоре и полет на больших высотах. При взрыве РН на старте система аварийного спасения должна обеспечивать быстрое удаление командного отсека (КО) на расстояние, безопасное для воздействия взрывной волны и высокой температуры. Вместе с тем должны быть обеспечены высота и скоростной напор, достаточные для ввода и наполнения парашютной системы.

При аварийном отделении на околозвуковых скоростях возникают дополнительные трудности, вызванные аэродинамической интерференцией командного и двигательного отсеков. В этих условиях при отделении КО создается дополнительная сила подсоса, вызванная наличием в этой области разрежения, в зоне стыковки КО с двигательным отсеком (ДО). Эта сила действует на расстоянии одного диаметра ($\sim 3,6$ м) КО и определяет требования к минимальной тяговооруженности системы аварийного отделения.

В условиях максимального скоростного напора критическим фактором при аварийном отделении КО является ударное воздействие пламени двигателей аварийного отделения на его конструкцию. В случае потери устойчивости РН увеличивается угол атаки. При аварийном отделении в этих условиях воздушный поток отклоняет пламя двигателей и направляет его на коническую поверхность КО, что создает критические условия нагружения. Кроме того, с увеличением высоты полета размеры факела пламени аварийных РДТТ возрастают, а защита конструкции КО от воздействия пламени связана с увеличением массы. Во избежание этого при аварийном отделении выбирают такие комбинации начальных углов атаки, угловых скоростей и параметров аэродинамической устойчивости КО, при которых его вращение в процессе работы аварийных РДТТ не было бы весьма интенсивным. До высоты 21 км устойчивость КО в сочетании с системой аварийного отделения может быть обеспечена аэродинамическими средствами. На больших высотах аэродинамические средства становятся неэффективными и интенсивность вращения отделяемой части будет зависеть от эксцентриситета вектора тяги аварийных РДТТ относительно центра тяжести КО и начальной угловой скорости РН в момент отделения. Однако величина скоростного напора и поражающее действие пламени аварийных РДТТ значительно умень-

шаются за несколько минут до сброса фермы с аварийными РДТГ. РН движется за пределами атмосферы по баллистической траектории. Основной проблемой аварийного отделения на этом режиме полета является обеспечение таких угловых положений и угловых скоростей КО, которые исключали бы возникновение больших перегрузок при входе в атмосферу.

В зависимости от аварийной ситуации и режима полета РН задача спасения экипажа космического корабля на участке вывода на орбиту решается различными техническими средствами. Система аварийного спасения корабля «Аполлон» основана на принципе отделения КО с помощью аварийных РДТГ, установленных на специальной ферме. Такой способ аварийного спасения используется на всех режимах полета до включения второй ступени РН. В нормальных условиях полета ферма с аварийными РДТГ сбрасывается вскоре после включения второй ступени. Работа системы аварийного спасения в зависимости от высоты полета в момент возникновения аварии может протекать следующим образом. От момента старта до высоты 9 км процесс спасения состоит из следующих этапов:

- 1) включение системы аварийного спасения;
- 2) выключение двигателей РН (не ранее чем через 30 с после старта);
- 3) отделение КО от ДО;
- 4) включение аварийных РДТГ и тангажного двигателя; слив топлива из двигательной установки системы ориентации и стабилизации (если авария произошла в течение первых 42 с полета);
- 5) раскрытие стабилизирующих щитков в носовой части фермы (через 11 с после отделения КО).

Эта последовательность работы сохраняется и для высот полета: от 9 до 30 км и от 30 км до сброса фермы с аварийными РДТГ. Различие заключается в последовательности ввода парашютной системы. При аварийном отделении КО на первом этапе ввод двух стабилизирующих парашютов происходит через 16 с. Если авария произошла на высоте до 30 км, ввод парашютной системы задерживается до высоты 7,2 км. В случае аварии на высоте более 30 км экипаж после окончания работы аварийных РДТГ должен придать определенное угловое положение КО с помощью системы ориентации и стабилизации для предотвращения больших перегрузок при входе в атмосферу.

При возникновении аварийной ситуации за пределами атмосферы, когда ферма с аварийным РДТГ сброшена, спасение экипажа осуществляется другими способами. На рис. 84 показано, как КО отделяется от РН на большой высоте. Вариант I соответствует рассмотренным выше случаям использования фермы с аварийными РДТГ. В варианте II КО отделяется от РН вместе с ДО за счет использования тяги последнего. В варианте IV, как и в варианте III, но с большим промежутком времени между аварийным отделением и маневром, рассматривается случай, при котором авария РН происходит за несколько секунд до выхода на орбиту.

В этом случае двигатели КК могут быть использованы для перехода отделяемой части на орбитальную траекторию, и тогда не предусматривается немедленное возвращение на орбиту.

Критическим моментом при выборе варианта IV является определение энергетической возможности вывода на орбиту КК после отказа РН. В этом случае центр управления, используя

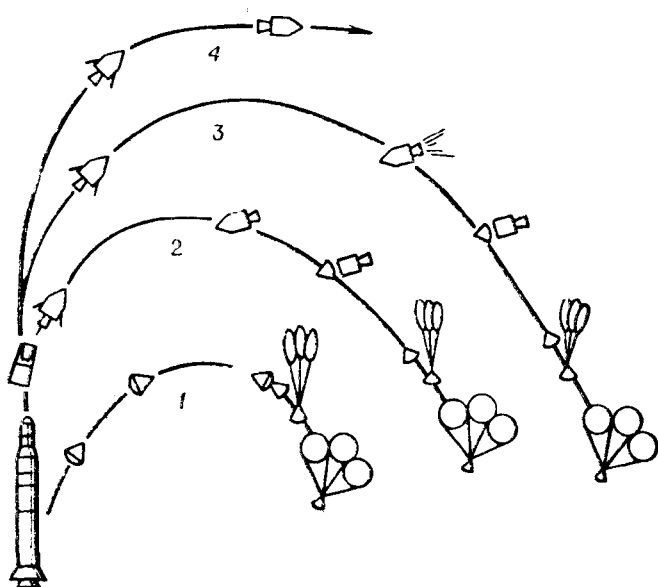


Рис. 84. Варианты спасения экипажа космического корабля «Аполлон» при выведении его на орбиту:

1 — вариант I; 2 — вариант II (высота до 92,5 км); 3 — вариант III (запасной); 4 — вариант IV (скорость более 7,3 км/с)

показания станции слежения и расчетные ограничения, дает соответствующие рекомендации, а в случае отказа связи экипаж, как указывается в иностранной печати, использует специальные таблицы, находящиеся на борту.

Переход на траекторию полета к Луне. Этот переход является активным участком, на котором третья ступень РН создает приращение скорости, достаточное для преодоления КК земного тяготения. Он начинается с промежуточной околоземной орбиты высотой 185 км, и аварийные ситуации не вынуждают прекращать полет, как на этапе вывода на орбиту, а могут привести лишь к изменению программы полета. Для изменения программы полета должны быть известны допустимые границы отклонений условий полета с сохранением возможности его аварийного прекращения в любой момент. Так как в условиях полета корабля «Аполлон» включение третьей ступени РН происходит над западным районом Тихого океана, т. е. за пределами слежения наземных станций, то экипаж должен оценивать аварийные ситуации и выполнять необ-

ходимые действия без помощи центра управления. Причиной аварийного прекращения полета на участке перехода на траекторию полета к Луне, как полагают, могут быть потеря устойчивости и управляемости и выход из строя жизненно важных систем корабля. Отказы двигателя третьей ступени РП приводят лишь к изменению программы полета. Для контроля за работой двигателя третьей ступени экипаж использует таблицы с указанием расчетных угловых положений корабля и программу для цифровых вычислительных машин (ЦВМ) в функции времени полета на этапе работы двигателей третьей ступени. Эти таблицы рассчитаны как на автоматическое, так и на ручное управление.

Для повышения безопасности экипажа была разработана методика выполнения аварийного возвращения на Землю с задачей сокращения времени возвращения, упрощения маневра корабля и снижения чувствительности аварийной траектории к разбросу параметров полета. Операции по аварийному возвращению на участке вывода на траекторию полета к Луне корабля «Аполлон» могли выполняться без помощи центра управления. На борту корабля имелись номограммы, которые позволяли экипажу самостоятельно осуществить маневр и определить момент включения тормозного двигателя. При этом посадка могла произойти в одном из пяти районов, в которых были расположены средства поиска экипажа.

Полет к Луне. Планирование аварийного прекращения свободного полета к Луне при условии нормальной работы третьей ступени и успешной стыковки КО с лунным отсеком связано с выбором двигателя для изменения траектории КК, состоящего из состыкованных между собой командного, двигательного и лунного отсеков. КК оборудован двумя независимыми двигательными установками с автономными системами стабилизации, навигации и управления. Помимо этого, КО и ДО были оснащены независимыми системами ориентации и стабилизации, которые могли быть использованы для осуществления маневров. В ЦВМ КО имелаась программа расчета траекторных данных при аварийном прекращении полета. Эта программа могла быть использована в бортовой вычислительной машине. Имелась также диаграмма, с помощью которой можно было определить требуемое приращение скорости КК в зависимости от момента возникновения аварии и требуемой продолжительности полета для возвращения на Землю. В частности, план аварийных действий центра управления и экипажа был использован в процессе полета корабля «Аполлон-13», который потерпел аварию через 56 часов полета. В результате взрыва кислородного баллона двигательного отсека в командном отсеке создалась аварийная обстановка, потребовавшая быстрого возвращения экипажа на Землю. К моменту принятия решения корабль находился в поле лунного тяготения, и при полете по аварийной траектории предусматривался облет Луны. В процессе возвращения корабля были использованы запасы кислорода и воды, находившиеся на борту лунного отсека (ЛО), который был

отделен от корабля только перед входом в атмосферу. В общем виде для участка полета корабля от старта до приближения к Луне было разработано несколько планов действий в зависимости от характера аварийной ситуации.

Переход на окололунную орбиту. Преждевременное окончание работы двигателя основного блока при переходе на окололунную орбиту требует или аварийного прекращения полета, или изменения его программы.

В случае отказа двигателя основного блока энергооборуженность лунного отсека должна быть достаточной для возвращения на Землю. В связи с тем что переход на окололунную орбиту выполняется на обратной стороне Луны, экипаж должен оценивать этот процесс без помощи центра управления. При переходе на окололунную орбиту могут возникнуть аварийные ситуации из-за выхода из строя системы ориентации и стабилизации, отказа одной или нескольких систем, не связанных с двигательной установкой, отказа двигателя и непреднамеренного выключения двигателя ДО. Для всех этих случаев были разработаны рекомендации с использованием имеющихся приборов и графиков. Когда двигатель основного блока нормально работал, экипажу рекомендовалось закончить переход на окололунную орбиту. При преждевременном выключении двигателя блока могли возникнуть следующие варианты (рис. 85) траектории движения корабля:

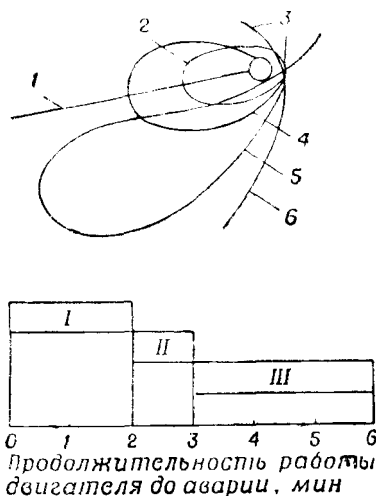


Рис. 85. Возможные траектории космического корабля «Аполлон» в случае отказа двигателя основного блока (в зависимости от продолжительности его работы до аварии):

1 — направление на Землю; 2 — устойчивый эллипс; 3 — траектория приближения к Луне; 4 — эллипс, пересекающий Луну; 5 — неустойчивый эллипс; 6 — траектория ухода за пределы тяготения Луны

1) траектория возвращающаяся к Земле; 2) неустойчивые эллипсы и траектории, заканчивающиеся столкновением с поверхностью Луны; 3) устойчивые эллиптические траектории.

В первом случае энергии космического корабля достаточно для выхода за пределы лунного тяготения. Второй случай происходит при отказе двигателя в первые три минуты работы. Третий случай наблюдается в результате отказа двигателя в конце работы, когда возможно изменение программы полета или его аварийное прекращение и когда выполняется обычный переход с окололунной орбиты на траекторию полета к Земле. Такой маневр может производиться с помощью двигательной установки посадочной ступени ЛО на обратной стороне Луны.

Отказ двигателя основного блока в течение первых трех минут работы приводит к неустойчивым траекториям и требует аварий-

ного прекращения полета космического корабля. В этом случае аварийным источником тяги должен стать двигатель лунного отсека, однако могут встретиться трудности при обеспечении устойчивости и управляемости корабля.

В случае отказа двигателя основного блока в первые три минуты работы, приводящего к неустойчивым траекториям, план предусматривал выполнение следующих операций. После подготовки двигателя посадочной ступени и систем ЛО производилось первое корректирующее включение двигателя. При этом космический корабль ориентировался таким образом, чтобы направление тяги двигателя совпало с радиусом вектора траектории. Получение устойчивой орбиты позволило произвести второе включение двигателя с учетом положения Земли и Луны, а фактор времени не являлся уже критическим. При этом осуществлялся переход с окололунной орбиты на траекторию полета к Земле.

Переход на траекторию полета к Земле. На участке перехода на траекторию полета к Земле единственным источником тяги является двигатель основного блока, так как ЛО уже отцеплен. Маневры на этом участке те же, что и на участке перехода на окололунную орбиту. При преждевременном отключении двигателя основного блока на участке перехода корабля на траекторию полета к Земле возникают ситуации, аналогичные тем, что возникают и при отказе двигателя на участке перехода на окололунную орбиту. Однако отсутствие ЛО повышает располагаемую энерговооруженность корабля, так как снижает его общую массу (для случая преждевременного выключения двигателя), а отсутствие дублирующей двигательной установки при полном отказе двигателя основного блока делает возвращение к Земле невозможным. Для этого участка полета также разработаны специалистами планы аварийных действий. Вместе с тем бывают такие аварийные ситуации при нахождении космического корабля (в частности, типа «Аполлон») на окололунной орбите, когда отказ двигателя основного блока на участке перехода на траекторию полета к Земле или отказ системы ориентации и стабилизации исключает возможность возвращения на Землю.

Во всех случаях программа действий в аварийных ситуациях на всех этапах полета к Луне и обратно сводится к выработке оптимального метода возвращения корабля на Землю. Это выполнимо при сохранении работоспособности систем жизнеобеспечения космического корабля.

Таким образом, обеспечение безопасности полетов космических кораблей является комплексной технической задачей, объединяющей все аспекты космического полета.

ПОДГОТОВКА КОСМОНАВТОВ В США

В период с 1959 по 1967 гг. в США было проведено шесть наборов кандидатов для подготовки космонавтов, причем в четырех наборах принимались в основном летчики, обладающие большим

опытом летной работы и имеющие высшее образование. В пятом и шестом наборах были отобраны научные работники с учеными степенями философских, естественных и технических наук. Позднее в седьмом наборе было принято еще семь человек. В результате в группу космонавтов зачислено 73 человека, из которых к концу 1969 г. осталось 53. Восемь погибли (три на КК «Аполлон», четыре при авиационных и один при автомобильной катастрофах). К 1971 г. оставалось 50 человек, из которых 16 являлись ветеранами, уже совершившими полеты от одного до четырех раз.

Теоретические занятия с вновь принятыми кандидатами проводятся в течение шести месяцев по курсу, рассчитанному на 568 ч. Они изучают в основном динамику полета и аэродинамику, системы управления и навигации, физиологию и системы обеспечения, а также ракетные двигатели, геологию и астрономию. Кандидаты для полета на Луну дополнительно изучают строение Луны и проходят специальную подготовку по астрономии, целью которой является изучение расположения 37 наиболее ярких звезд, находящихся в экваториальной области небесной сферы (с помощью этих звезд осуществляется навигация корабля «Аполлон»; данные о звездах закладываются в электронные ЦВМ (ЭЦВМ)). Затем с ними проводятся занятия в планетарии. Общая продолжительность занятий — 70 — 80 ч. Сначала космонавты учатся опознавать звезды в зодиакальных созвездиях и определять местоположение Солнца, Луны и планет, потом тренируются с целью выработки устойчивых навыков в опознавании наиболее ярких созвездий и определении их положения по отношению к зодиакальным созвездиям. На заключительном этапе обучения имитируется полет по экватору небесной сферы. В этом полете космонавты должны уметь определять широту места относительно небесного экватора и измерять отклонения от курса, которые умышленно вводятся в программу полета.

Изучение космической техники начинается с изучения конструкции космического корабля «Аполлон», на что отводится 232 ч. Затем космонавты изучают отдельные системы корабля, устройство ракеты-носителя. Чтобы закрепить знания по устройству корабля, космонавтов привлекают к участию в испытаниях, проводимых на заводах-изготовителях. Всего на участие в испытаниях (контрольно-проверочных, на космодроме в процессе подготовки космического корабля «Аполлон») каждый из космонавтов затрачивает 295 ч.

Космонавты на космодроме обязательно участвуют в проверке стыковки основного блока с лунным отсеком, в испытании системы аварийного спасения во время полета корабля и при нахождении корабля на старте, в испытаниях корабля в термобарокамере с имитацией условий внешней среды во время полета, в предстартовых испытаниях на готовность к пуску и репетициях предстартового отсчета времени.

Очень важное значение придается занятиям на комплексных тренажерах командного и лунного отсеков, которые предназна-

чены для имитации полета корабля начиная с момента старта и до входа в атмосферу Земли командного отсека. Каждый из этих тренажеров состоит из макета кабины отсека, аппаратуры, имитирующей шум и визуальную обстановку во время полета, пульта управления и вычислительного комплекса. В макетах кабин точно воспроизведено внутреннее устройство реальных кабин командного и лунного отсеков. Они не герметизированы, но в них имеется оборудование для создания давления в скафандрах путем подачи сжатого атмосферного воздуха. В кабине тренажера командного отсека имеется система удаления продуктов жизнедеятельности организма, контейнеры с пищей и средства для ее приготовления. Яркость освещения в кабине и температура воздуха регулируются самими членами экипажа. Имитация шумов при работе двигателей ракеты-носителя, двигателей основного блока, посадочной и взлетной ступеней лунного отсека, сопл системы ориентации и стабилизации корабля, а также имитация звуков при декомпрессии кабины и помех в системе радиосвязи осуществляется с помощью магнитофонных записей.

Оптическая система тренажера командного отсека создает изображения в четырех иллюминаторах и бортовом телескопе. В оптической системе используются три вида первичных задающих устройств: звездные глобусы для имитации звездного неба, телевизионные установки для воспроизведения изображения лунного отсека после его отделения от основного блока и диапроекторы для показа изображений поверхности Земли и Луны. Звездный глобус представляет собой большой черный шар, на поверхности которого укреплено 997 стальных шариков разных диаметров, соответствующих звездам до седьмой звездной величины яркости. Координаты шариков на поверхности глобуса выдержаны с точностью до пяти угловых секунд. Поверхность некоторых шариков слегка подкрашена, чтобы отобразить оттенок цвета звезды. В тренажере командного отсека используются пять звездных глобусов: один для бортового телескопа и четыре для иллюминаторов кабины. При освещении глобуса свет отражается от шариков и попадает в оптическую систему, создавая в иллюминаторах или телескопе изображение звездного неба. Глобус укреплен таким образом, что может поворачиваться и создавать изображение только той части небесного свода, которая в данный момент полета должна быть видна из иллюминатора космического корабля. Таким образом, перед каждым из четырех иллюминаторов кабины тренажера и бортовым телескопом создается собственное изображение звездного неба.

Телевизионная установка для воспроизведения изображений лунного отсека в двух передних иллюминаторах кабины тренажера командного отсека состоит из двух электронно-лучевых трубок. К ней придается модель лунного отсека. При перемещении модели перед двумя телевизионными камерами на трубках получаются изображения лунного отсека в таком виде, в котором они наблюдались бы в реальных условиях через правый и левый

иллюминаторы кабины. С помощью данной установки можно имитировать стыковку командного отсека с другим КК, заменяя модель лунного отсека моделью этого космического корабля.

Дианпроекторы предназначены для воспроизведения в четырех иллюминаторах и бортовом телескопе макета кабины командного отсека, цветных изображений поверхности Луны и Земли. Каждый дианпроектор имеет вращающиеся магазины, в которых размещены фотографии различных участков поверхности Земли и Луны. По командам ЭВМ осуществляется подача в проектор тех фотографий, которые соответствуют реальным видам Земли или Луны в данный момент полета корабля. Оптическая система тренажера лунного отсека устроена аналогично командному отсеку и отличается от него лишь аппаратурой, имитирующей изображение лунной поверхности во время спуска и прилунения отсека.

Установка, с помощью которой воспроизводятся маневры встречи и стыковки лунного отсека с основным блоком, состоит из двух моделей основного блока разного масштаба и подвижной тележки с двумя телевизионными камерами. Установка размещается в темном помещении основного блока: модель для имитации маневра встречи — в одном конце комнаты, а для имитации стыковки — в другом. Эти модели освещаются. Маневрированием тележек и телекамер имитируется сближение с основным блоком со 160 м до момента стыковки.

В оптической системе лунного тренажера имеется имитатор посадки и взлета лунного отсека. На имитаторе воспроизводится спуск лунного отсека с высоты 366 до 1,2 м над поверхностью Луны. Основными элементами этого имитатора являются: макет участка лунной поверхности, на котором космонавты должны совершить посадку, и приемная телевизионная камера. В соответствии с запрограммированным снижением лунного отсека происходит увеличение размеров изображения лунного рельефа, производится разворот лунного отсека из горизонтального положения в вертикальное, раскачивание лунного отсека вблизи лунной поверхности и срабатывание тормозного двигателя. При спуске па тренажере в кратер космонавты ощущают крутизну его склонов. В частности, модель района посадки корабля «Аполлон-11» массой около 270 кг была выполнена из эпоксидной смолы и на ней были показаны все детали лунной поверхности, включая валуны размером до 0,9 м.

Для наблюдения за действиями космонавтов, находящихся в макетах кабин, их физиологическими показателями, для контроля за работой аппаратуры, ввода в макеты неисправностей с целью отработки действий экипажа в аварийных условиях, отработки навыков по установлению связи с центром управления космическими полетами имеются пульта управления. С помощью этих пультов можно устанавливать потребный режим работы тренажеров, прекращать работу тренажеров и возвращаться к пройденным этапам программы для их повторной отработки, т. е. отрабатывать на тренажере все те действия, которые необходимы для

выполнения программы реального полета. В вычислительный комплекс тренажеров поступают сигналы от пультов космического корабля и из центра управления космическими полетами. В ответ на поступившие сигналы в вычислительном комплексе вырабатываются управляющие сигналы для аппаратуры имитации шумов и визуальной обстановки и изменяются показания бортовых приборов космического корабля. При репетиции полета на тренажерах командного и лунного отсеков совместно с центром управления полета к вычислительным комплексам тренажеров подключаются ЭВМ космодрома и центра управления космическими полетами.

Предполетная тренировка космонавтов продолжается 3 месяца. В последние 20 дней этого периода тренажеры космодрома соединяются через наземные линии связи с центром управления космическими полетами, благодаря чему контроль за действиями космонавтов и работой аппаратуры в макетах кабины командного и лунного отсеков может осуществляться не только с пультов управления тренажерами, но и из центра управления полетами.

В иностранной печати указывается, что существующие тренажеры имеют значительный недостаток: на них не воспроизводятся динамические нагрузки и состояние невесомости, которые испытывают космонавты во время реального полета. Поэтому имеются специальные тренажеры для отработки отдельных этапов программы полета в условиях максимального приближения их к реальным условиям полета.

Интересен динамический тренажер лунного отсека, предназначенный для отработки стыковки лунного отсека с командным при удалении их друг от друга на 30 м. На тренажере обеспечиваются ограниченные перемещения по шести степеням свободы. Имеются также тренажеры для отработки посадки на Луну и взлета с нее. Отработка посадки на Луну на конечном этапе подготовки производится на одноместном летательном аппарате, на котором установлены качающийся турбовентиляторный двигатель с тягой 1900 кгс и два ракетных двигателя с тягой по 227 кгс, работающие на перекиси водорода. Турбовентиляторный двигатель уравнивает 5/6 веса летательного аппарата, тем самым имитируя условия лунной гравитации.

Много внимания уделяется тренировкам космонавтов в условиях невесомости и гравитации, существующей на поверхности Луны. На короткие промежутки времени состояние невесомости создается при полетах по параболической траектории самолета КС-135, оборудованного «бассейном невесомости», в котором устанавливаются макеты командного и лунного отсеков космического корабля. Суммарная продолжительность пребывания в состоянии невесомости при полетах в самолетах по параболической траектории составляет примерно 13 ч для каждого космонавта корабля «Аполлон».

Длительные периоды невесомости и уровень лунной гравитации имитируются в водном бассейне путем создания нейтральной плавучести или уравнивания 5/6 веса космонавта. В бассейне

диаметром 9 м и глубиной 5 м устанавливаются металлические макеты командного и лунного отсеков для отработки перехода космонавтов из отсека в отсек в условиях космоса. Для тренировок космонавтов космического корабля «Аполлон» имеется установка, имитирующая лунную гравитацию, в которой уравнивают 5/6 веса космонавта с помощью тросовой системы. На этом же тренажере отрабатывается ходьба на Луне. Имеются и другие тренажеры для отработки покидания командного отсека после нормального приводнения в океане и в перевернутом положении — вершиной конуса в воду, что требует применения надувных устройств для переворачивания отсека космического корабля.

Пожар, который произошел 27 января 1967 г. при наземных испытаниях командного отсека корабля «Аполлон», привел к гибели трех космонавтов, поэтому сейчас большое внимание уделяется отработке действий экипажа в случае возникновения пожара на космическом корабле. Отрабатываются покидание корабля на стартовой позиции с аварийным сбросом люка и порядок пользования бортовыми огнетушителями при пожаре в командном и лунном отсеках.

Продолжительность отдельных занятий на тренажерах учебным планом не регламентируется. Оговаривается только, что суммарное время тренировок должно составлять не меньше 200 ч, а общая продолжительность инструктивных занятий — не менее 60 ч. Обычно занятие состоит из инструктажа в течение одного часа и трехчасовой тренировки. Специальная подготовка космонавтов космического корабля «Аполлон», во время которой изучается материальная часть КК и РН и проводятся занятия на различных тренажерах, рассчитана на 12 месяцев (более 2000 ч). Фактически она длится, как указывается в иностранной печати, от 6,5 до 14 месяцев в зависимости от индивидуальных способностей космонавтов. В процессе этой подготовки космонавты занимаются ежедневно по 10 — 15 ч, имея в течение недели один выходной день.

ОРБИТАЛЬНАЯ СТАНЦИЯ «СКАЙЛЭБ»

За период, прошедший со времени первого полета человека в космическое пространство, космонавтика достигла значительных успехов. В течение этого небольшого промежутка времени оценены возможности человека, связанные с пребыванием и работой в условиях космического пространства, осуществлены доставка людей на Луну с последующим возвращением их на Землю, продолжительные полеты в космическом пространстве и выход человека в открытый космос. Встречи, стыковки и переход из одного корабля в другой оказались возможными, и ни один из этих полетов не указывал на какие-либо существенные психологические или физиологические ограничения для увеличения продолжительности пребывания человека в космосе. Последующие полеты позволяют обнаружить эти пределы, если они существуют.

Следует, однако, заметить, что до последнего времени темпы освоения космоса сдерживались высокой стоимостью доставки полезной нагрузки на орбиту и возможностями объектов, которые уже выведены в космическое пространство. Поэтому следующим шагом в завоевании космоса стала разработка экономичной ракетно-космической системы, состоящей из орбитальной космической станции и аппаратов многократного использования для курсирования по трассе Земля — космос — Земля.

Это сооружение является прототипом последующих космических станций, которые, как и первая станция, будут использоваться для проведения самых разнообразных научных, технических, биологических и других экспериментов. Эти станции предполагается использовать как орбитальные лаборатории для исследования и понимания природы космического пространства, как внеатмосферные обсерватории для наблюдения за Солнцем, планетами и звездами, как базы для непрерывного наблюдения за Землей и ее атмосферой, решения метеорологических и океанографических задач, разведки и оценки земных ресурсов, связи и телерадиовещания, контроля за движением тайфунов и предупреждения о стихийных бедствиях. Такие станции могут быть использованы для заправки топливом, снабжения дальних космических аппаратов и создания промежуточных баз по маршрутам на удаленные орбиты, к Луне и другим планетам. Шестимесячный полет советской орбитальной станции «Салют» ознаменовал собой начало нового этапа в изучении Земли. Различные объекты и области поверхности Земли отражают различное количество тепла и света, что фиксируется фотокамерами и спектрометрами. Картографы, океанографы и геологи в равной степени заинтересованы в изучении ресурсов Земли из космоса. Установлено, что человек использует в настоящее время в 3200 раз меньше энергии, чем ежегодно получает Земля от Солнца. Поэтому очень важно лучше понять природу Солнца, его деятельность и влияние на Землю. Имеются для изучения и освоения вопросы, связанные с космической астрономией, которые могут рассматриваться только космическими обсерваториями, т. е. космическими орбитальными станциями.

Возможность развертывания производственных процессов в космическом пространстве привлекает особое внимание. Это объясняется уникальной гравитационной обстановкой, которая существует на орбите. Можно ожидать, что состояние невесомости обеспечит получение высококачественных пенистых материалов из любой смеси газов и жидкостей. Многие технологические процессы, которые реализовать раньше считалось невозможным, в космосе могут быть выполнены.

К технологическим процессам, которые могут осуществляться на борту орбитальных станций, можно отнести следующие.

1. Получение шариков для подшипников с очень малыми отклонениями от идеальной формы. Для этой цели металлическая заготовка должна быть помещена в вакуумную камеру, где она

будет плавиться в результате высокочастотного нагрева. Под влиянием поверхностного натяжения расплавленный металл примет сферическую форму. Время, необходимое для получения шариков, будет зависеть от времени, в течение которого происходит успокоение расплавленного металла. Отклонение формы шариков от идеальной будет, как полагают специалисты, по крайней мере на три порядка меньше, чем в земных условиях.

2. Получение изделий различной конфигурации. Так, например, сплав, подверженный воздействию магнитного поля, может вытянуться вдоль одной оси и принять форму эллипса. Создание магнитного поля, контролируемого ЭВМ, позволит получать изделия очень сложной формы. Если расплавленный металл заставить вращаться, то он может принять форму блюда, а при достаточно высокой скорости вращения — форму тора.

3. Получение пенометаллов. В земных условиях этот процесс неосуществим из-за очень низкой вязкости расплавленной массы. Один из возможных способов получения пенометаллов предусматривает одновременное введение в вакуумную камеру массы и газа. Другой способ предусматривает использование смесителя для перемешивания расплавленной массы по мере ввода в нее газа, но при достаточно высокой скорости смешения пузырьки газа в массе могут слиться и образовать тор. Третий способ предусматривает нагнетание газа в расплавленную массу при высоком давлении с последующим мгновенным вводом этой массы в вакуумную камеру. При резком спаде давления пузырьки газа равномерно распределятся в пенометалле.

4. Получение нитевидных монокристаллов, в частности монокристаллов сапфира и окиси бериллия.

5. Получение слоистых сплавов способом, при котором на слой расплавленного металла с меньшей температурой плавления наливается слой металла с большей температурой плавления. В этом случае смешения слоев не произойдет или почти не произойдет благодаря их поверхностному натяжению и присущей им несмешиваемости.

6. Получение высокотемпературных сплавов, для которых на Земле отсутствуют контейнеры, способные выдерживать температуру их плавления. В условиях невесомости такие сплавы могут быть получены бесконтейнерным способом — путем расплавления высокочастотным нагревом в магнитном поле.

7. Получение стекла новых видов из окислов титана, циркония или гафния. Такое стекло не может быть получено в земных условиях из-за отсутствия контейнеров, способных выдерживать температуру плавления указанных окислов.

Рассматривается также возможность использования для некоторых технологических процессов прямой солнечной энергии. Для этой цели предполагается использовать параболический рефлектор диаметром 100 м при 100% отражающей способности, который может давать мощность 11 мВт. Ее достаточно для расплавления 2,3 кг меди в секунду.

Созданию орбитальной космической станции (ОС) в США уделялось большое внимание. Американцы планировали провести с помощью ОС программу научных исследований, включающих астрономические, технологические, медико-биологические и другие эксперименты. Эта станция создана на базе элементов космического корабля «Аполлон» и ракеты-носителя «Сатурн». Станция «Скайлэб» (рис. 86) состоит из следующих основных частей:

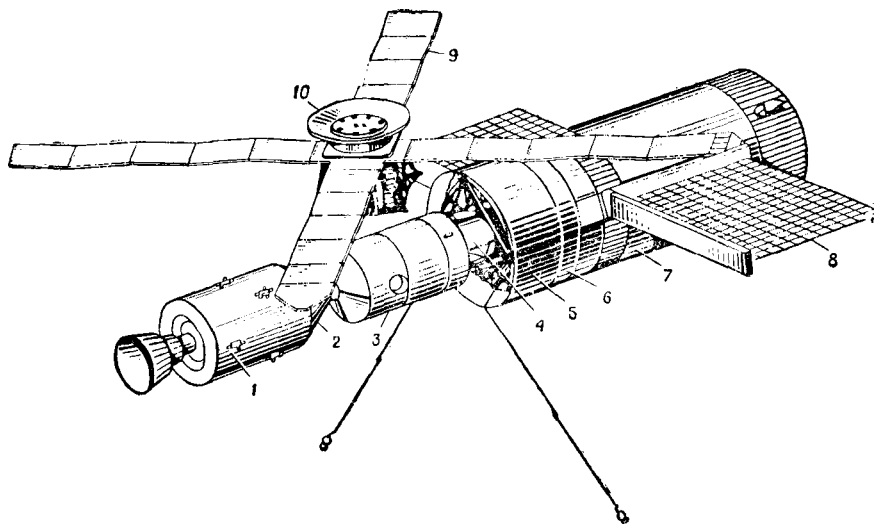


Рис. 86. Общий вид орбитальной станции «Скайлэб»:

1 — служебный отсек; 2 — командный отсек; 3 — универсальный стыковочный переходник; 4 — шлюзовая камера; 5 — нижний обтекатель полезной нагрузки; 6 — приборный отсек; 7 — ступень S-IV B (орбитальная лаборатория); 8 — панели с солнечными элементами ступени S-IV B; 9 — панели с солнечными элементами блока АТМ; 10 — комплект астрономических приборов блока АТМ

— модифицированного основного блока космического корабля «Аполлон» (командный и двигательный отсеки), предназначенного для доставки экипажа на борт станции;

— универсальной причальной конструкции для стыковки с остальными блоками станции и размещения пульта управления, части научных приборов и запасов фотопленки; в этом блоке, кроме того, размещаются силовые гироскопы для стабилизации станции;

— шлюзовой камеры для соединения причальной конструкции с отсеком орбитальной станции (орбитальной лаборатории) и перехода космонавтов из основного блока космического корабля «Аполлон» в орбитальную лабораторию;

— приборного отсека для ориентации станции с помощью сое-
л, работающих на сжатом азоте, до момента выхода на режим силовых гироскопов специального блока (АТМ);

— блока АТМ с комплектом астрономических приборов, снабженных двумя панелями астрономических солнечных элементов; в

этом блоке размещаются также силовые гироскопы для стабилизации орбитальной станции;

— орбитальной лаборатории, которая представляет собой модифицированную ступень ракеты-носителя «Сатурн», переоборудованную под бытовую отсек и лабораторию; лаборатория имеет свои панельные солнечные элементы и систему ориентации, в которую

входят реактивные сопла; модификация ступени ракеты заключается в установке внутри водородного бака ступени части оборудования орбитальной станции и в сборке ступени со шлюзовой камерой и причальной конструкцией.

Универсальный стыковочный переходник представляет собой геометрический цилиндр длиной 5,2 м и диаметром 3 м (рис. 87). Переходник имеет два стыковочных узла (один из них запасной). На противоположных боковых стенках цилиндра имеются два иллюминатора: один для наблюдения при экспериментах с помощью телескопов блока АТМ, другой — для наблюдения Земли. Внутри переходника расположена часть приборов для проведения экспериментов, а также пульт управления приборами АТМ.

Изучается также возможность использования универсального стыковочного переходника в качестве убежища для космонавтов в период интенсивных солнечных вспышек или при аварии жизненно важных систем ОС, когда космонавтам придется дожидаться помощи с Земли.

Шлюзовая камера длиной 5,1 м и диаметром 1,65 м состоит из

помещения, в котором расположены запасы газов для создания искусственной атмосферы, электрораспределительная система и система связи, и туннеля. Шлюзовая камера снабжена люком для выхода космонавтов в открытый космос (обеспечивается возможность выхода двух космонавтов без разгерметизации соседних помещений ОС).

Блок АТМ предназначен для проведения астрономических исследований и представляет собой восьмигранную ферму, внутри которой находится цилиндрический контейнер длиной 3,4 м и диаметром около 2 м. Крестообразная перегородка делит внутренний объем цилиндра на четыре части и служит опорой для креп-

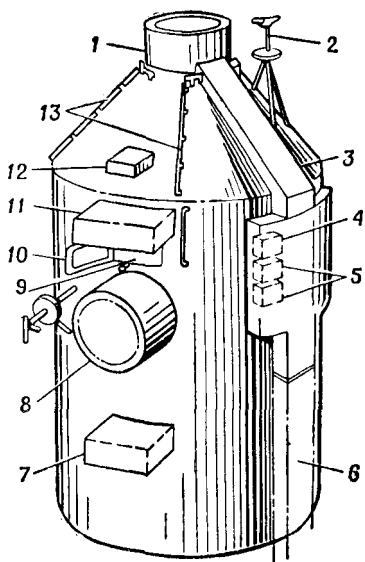


Рис. 87. Универсальный стыковочный переходник:

- 1 — торцевой стыковочный узел (по оси); 2 — ориентир для стыковки; 3 — туннель для установки электрооборудования и приборов; 4 — система сигнализации; 5 — распределители электроэнергии; 6 — туннель связи с главным модулем орбитальной станции; 7 — многоспектральное сканирующее устройство; 8 — боковой стыковочный узел (запасной); 9 — иллюминатор; 10 — створка иллюминатора; 11 — ИК-спектрометр; 12 — спектрометр для исследования протонов; 13 — поручни

ления телескопов. Для охлаждения цилиндра в его обшивке циркулирует охлаждающая жидкость, так что температура внутренней поверхности цилиндра не превысит 10°C . Масса блока АТМ около 10 т. В блоке АТМ установлены телескопы и пять телекамер, с помощью которых космонавты смогут вести наблюдения в процессе экспериментов. Управление работой приборов, установленных в блоке АТМ, производится дистанционно из универсального стыковочного переходника. Стабилизация блока АТМ осуществляется с помощью трех силовых гироскопов. Точность ориентации составляет 2,5 угловых секунд.

Система обслуживания ОС «Скайлэб» включает в себя электро-систему, систему регулирования окружающих условий и управления ориентацией.

Электросистема станции состоит из панелей с солнечными элементами, системы преобразования и распределения электроэнергии, системы освещения и связи и аварийно-сигнальной системы. Аккумуляторные батареи в АТМ и шлюзовой камере используются в периоды нахождения ОС на не освещенной Солнцем стороне орбиты. Электроэнергия поступает по проводам к светильникам, системе связи, экспериментальному оборудованию, аварийно-сигнальной системе, системе жизнеобеспечения, системе газодинамического управления ориентацией, телеметрической системе и датчикам. Кроме большого количества розеток со штепсельными разъемами, предназначенными для использования переносного оборудования (телекамер, вентиляторов, дополнительных светильников и пылесоса), в состав системы освещения входят подсистемы общего и аварийного освещения. Часть светильников общего освещения используется при входе членов вновь прибывшего экипажа внутрь ОС и имеет автономное питание. Повышенный уровень освещенности для фотографирования и других целей создается с помощью специальных переносных светильников.

Для обеспечения работ в открытом космосе предусматривается внешнее освещение (на шлюзовой камере и стыковочном переходнике). Имеются также сигнальные огни, используемые в качестве ориентиров при сближении основного блока космического корабля «Аполлон» с ОС. Аварийная система освещения включается автоматически при падении напряжения на основных шинах.

Система связи обеспечивает акустическую связь между экипажем и Землей. Переговорные устройства внутренней связи располагаются в узловых точках ОС. Система внутренней связи имеет выход на передатчик, расположенный в основном блоке корабля «Аполлон». На борту ОС устанавливается печатающее устройство, связанное непосредственно с системой передачи команд. Это устройство выдает копии сообщений, переданных с Земли. Для определения дальности при сближении основного блока космического корабля «Аполлон» с ОС используется устройство, блоки которого размещены в командном отсеке корабля «Аполлон» и в шлюзовой камере. Максимальная измеряемая дальность составляет 526 км. Датчики аварийно-сигнальной системы располагают

во всех модулях ОС. Сигналы от датчиков, регистрирующих резкое падение давления и возрастание температуры (пожар), поступают на аварийную панель в шлюзовой камере. Одновременно через все переговорные устройства передается сигнал тревоги. Аварийные сигналы по телеметрическим каналам должны также передаваться на Землю.

Система регулирования окружающих условий состоит из подсистемы регулирования давления, терморегулирования, вентиляции и регулирования состава атмосферы. К моменту старта все отсеки ОС заполнены азотом, который стравливается постепенно в процессе выведения ОС на орбиту. Подсистема регулирования давления, расположенная в шлюзовой камере, контролирует общее давление во внутренних помещениях ОС, а также парциальное давление кислорода. После покидания ОС экипажем внутреннее давление за счет естественной утечки газа падает с 0,35 до 0,035 атм. Уровень давления 0,035 атм в период консервации поддерживается по командам с Земли. Перед доставкой на борт ОС очередного экипажа давление по командам с Земли вновь повышается до 0,35 атм. Вентиляция атмосферы, регулирование температуры и контроль за удалением вредных примесей осуществляются центральной подсистемой, расположенной в шлюзовой камере, а также с помощью вентиляторов теплообменников, терморегулирующих покрытий и фильтров в различных отсеках ОС.

На борту ОС «Скайлэб» имеются две системы управления ориентацией. Одна из них используется для ориентации ОС после выхода на орбиту и отделения от ступени. Управляющие моменты в это время создаются газодинамической системой, работающей на сжатом азоте и использующей шесть сопел, которые расположены в кормовой части приборного отсека. Основная система управления ориентацией, использующая силовые гироскопы (инерционные маховики), расположена на блоке АТМ.

Сигналы от датчиков направления на Солнце астроориентаторов и скоростных гироскопов поступают на бортовую ЦВМ блока АТМ, где вычисляется ориентация ОС и формируются команды на силовые гироскопы.

Система управления ориентацией может работать в нескольких режимах, выбираемых по командам с Земли или с борта ОС. К ним относятся гелиоцентрическая ориентация, разворот станции навстречу основному блоку корабля «Аполлон» для встречи и стыковки, ориентация по местной вертикали для наблюдения за Землей и фиксированная ориентация в произвольном направлении.

Готовая орбитальная станция «Скайлэб» выводится на орбиту высотой 435 км и наклоном 50° с помощью ракеты-носителя «Сатурн-5». После выведения на орбиту и отделения отработавшей второй ступени ракеты-носителя производится разворот ОС на 180° (рис. 88), в процессе которого сбрасывается головной обтекатель. Затем комплект АТМ приводится в готовность, а вся ОС переориентируется по отношению к вектору направления на Солнце. Процесс переориентации занимает по времени примерно чет-

верть оборота, после чего производится развертывание панелей с солнечными элементами и экрана метеороидной защиты, а также раскрутка роторов силовых гироскопов.

Постоянная гелиоцентрическая ориентация (ось направлена по вектору Земля — Солнце) сохраняется в течение всего периода функционирования ОС, за исключением этапов встречи и стыковки с основным блоком космического корабля «Аполлон» и экспериментов по разведке земных ресурсов.

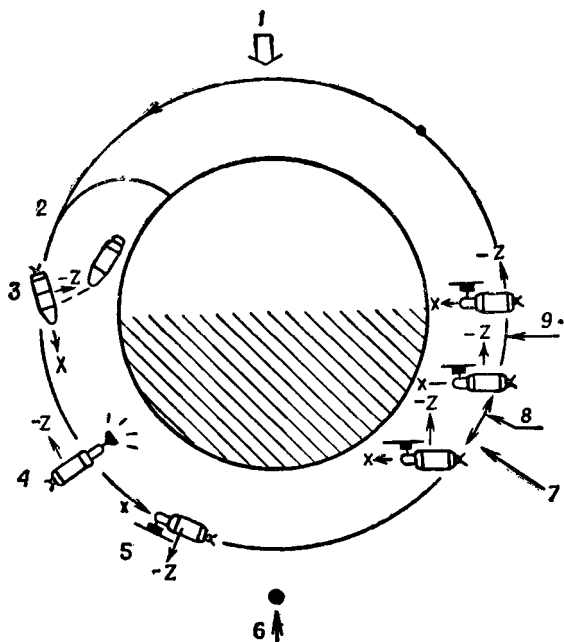


Рис. 88. Последовательность операций по приведению в готовность орбитальной станции «Скайлэб»:

1 — вектор Солнца; 2 — ориентация ступени S-II в точке выхода на орбиту; 3 — отделение ступени S-II и разворот полезной нагрузки на 180°; 4 — сбрасывание головного обтекателя и начало разворачивания блока АТМ; 5 — разворачивание панелей с солнечными элементами АТМ; блок АТМ приведен в готовность; 6 — средняя точка теневой части орбиты; 7 — окончание переориентации станции «Скайлэб» в гелиостационарное положение; 8 — разворачивание панелей с солнечными элементами орбитальной станции; 9 — начало раскрутки роторов силовых гироскопов (станция готова к работе)

Запуск второй ракеты по программе «Скайлэб» производится спустя сутки после первого запуска. Его задача с помощью двухступенчатой ракеты-носителя «Сатурн» вывести на орбиту основного блока корабль «Аполлон» с экипажем из трех человек. После встречи и стыковки основного блока космического корабля «Аполлон» с орбитальной станцией экипаж переходит из командного отсека КК в отсеки ОС, а системы основного блока отключаются и консервируются. Первая смена экипажа должна пробыть на

борту ОС 28 суток. Ее основной задачей явится проведение медицинских исследований, оценка пригодности внутренних помещений ОС и оборудования к длительному пребыванию людей в космосе, а также проверка и отладка научных приборов блока АТМ.

В задачу экипажа второй смены будет входить продолжение медико-биологических исследований с целью уточнения влияния условий космического пространства на человеческий организм. Поэтому в состав второго экипажа предполагается включить врача. Предположительный срок пребывания этого экипажа на борту орбитальной станции — 56 суток.

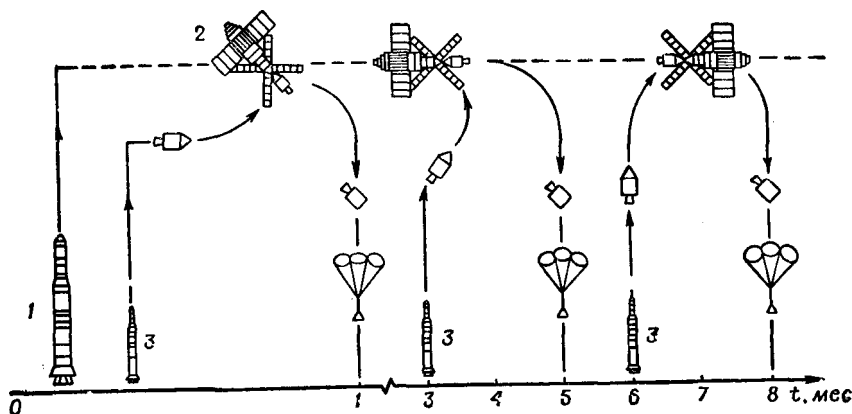


Рис. 89. Последовательность запусков по программе «Скайлэб»:

1 — выведение главного модуля станции (модифицированной ступени S-IV B) без экипажа; 2 — дистанционное включение систем и подготовка станции к работе; 3 — основной блок космического корабля «Аполлон» с экипажем

Экипаж третьей смены должен осуществить программу научных, технологических, медико-биологических экспериментов также в течение 56 суток.

Последовательность запусков станции показана на рис. 89. Основной модуль орбитальной станции (модифицированная ступень РН «Сатурн-5», рис. 90) предназначен для пребывания на борту экипажа из трех космонавтов (как и на советской станции «Салют»). Внутренний объем модуля разделен алюминиевой решетчатой перегородкой на бытовой и лабораторный отсеки. Бытовой отсек в свою очередь разделен на следующие помещения: для сна (оборудованы три спальных мешка); для проведения свободного времени, приготовления и приема пищи; для осуществления личной гигиены; для тренировки и проведения экспериментов.

В целях отработки бытового отсека станции «Скайлэб» в наземных условиях было предложено провести 56-суточный эксперимент с имитацией условий космоса. Целями эксперимента были медико-биологические исследования и оценка медицинского оборудования, находящегося на борту станции. Камера диаметром 6 м, предназ-

наченная для этого эксперимента, ранее использовалась для проведения экспериментов в рамках программ «Джемини» и «Аполлон». В камере была создана двухгазовая атмосфера (70% кислорода и 30% азота), давление 0,352 кгс/м², парциальное давление углекислого газа не более 4,0—5,5 мм рт. ст. В камере поддерживалась температура 20—25°С, влажность 45—60%. Испытуемые употребляли те же продукты и воду, что и члены экипажа станции «Скайлэб». Для наблюдения за ходом медико-биологических иссле-

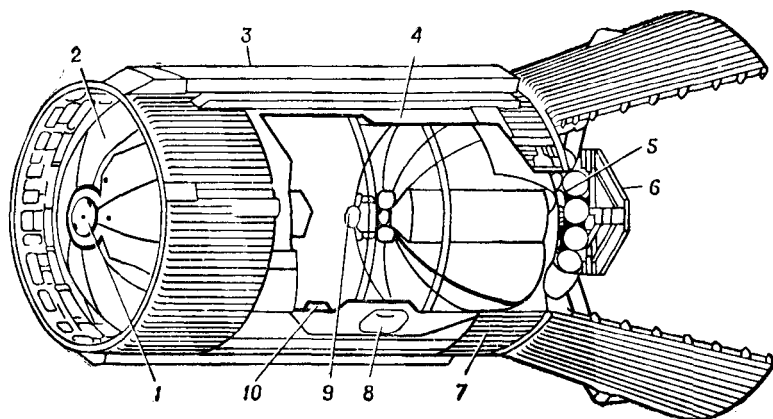


Рис. 90. Основной модуль орбитальной станции:

1 — люк для сообщения со шлюзовой камерой; 2 — изоляция с повышенными характеристиками; 3 — панели с солнечными элементами; 4 — метеороная защита; 5 — реактивная система управления ориентацией; 6 — радиатор; 7 — теплозащита; 8 — входной люк для обслуживания на Земле; 9 — шлюзовой люк для удаления отходов; 10 — шлюзовая камера для выноса научных приборов в открытый космос

дований использовалась телевизионная система с замкнутым контуром. В эксперименте в камере участвовали трое испытуемых, которые должны проводить медико-биологические исследования, запланированные для орбитальной станции. На станции провели 16 таких исследований, в том числе исследование влияния условий космического полета на сердечно-сосудистую систему, энергетических затрат при физических нагрузках, реакции системы пищеварения.

Помимо медико-биологических исследований испытуемые проверили работу экспериментального оборудования. За испытуемыми был установлен постоянный медицинский надзор. В бытовом отсеке были выделены три индивидуальных спальных помещения, помещение для личной гигиены и общее помещение. Спали космонавты в прикрепленных к стене спальных мешках. Необычное положение спящего — перпендикулярно к полу бытового отсека — в условиях невесомости значения не имело, а в конструктивном отношении подобные спальные места, как полагали американские конструкторы, легче оборудовать, чем горизонтальные. Каждое спальное помещение имело шкафчик для спальных вещей и контейнер для

отходов. В помещении для личной гигиены имелись: приемники отходов жизнедеятельности, холодильная установка для хранения образцов этих отходов, предназначенных для лабораторного анализа на Земле, пылесос, умывальник, контейнер для отходов и шкафчик для хранения туалетных принадлежностей. Общее помещение бытового отсека использовалось как кухня, столовая и кабинет. В бытовом отсеке размещались холодильники и шкафы для продуктов, фиксирующие устройства, три печки и стол для приготовления пищи, устройства для подачи питьевой воды, шкафчики для салфеток и кухонных полотенец, а также контейнеры для отходов.

Для подготовки запуска орбитальной станции была изготовлена полномасштабная модель главного модуля ОС — модифицированная ступень ракеты «Сатурн». Она имела длину 15 м, диаметр 6,5 м и массу 27,5 т и внутри была полностью оборудована в соответствии с летным вариантом.

Затем проводились испытания в барокамере обтекателя ОС «Скайлэб», который имел длину 17 м, диаметр 6,7 м и массу 11 т. Он состоял из четырех секций панелей, которые при срабатывании механизма подрыва должны были разлетаться, не задевая друг друга, со скоростью около 20 км/ч. Целью этих испытаний — проверить работу механизма подрыва, который должен обеспечивать правильный разлет панелей внутри барокамеры, имитирующей условия космического пространства на высоте 580 км.

14 мая 1973 г. США запустили ОС «Скайлэб», однако при выводе ее на орбиту был поврежден теплозащитный экран и не раскрылась одна из панелей солнечной батареи.

Запуск экипажа в составе Вейца, Кервина и Конрада на станцию «Скайлэб», намеченный на 15 мая, был перенесен на 20 мая 1973 г. из-за неполадок в системе электропитания станции. Затем запуск снова был перенесен на 25 мая в связи с необходимостью выяснения возможности установить новый теплозащитный экран для поддержания нормальной температуры внутри станции, которая иногда поднималась до 53°C вследствие повреждения основного экрана при выводе станции на орбиту.

Масса выведенной на орбиту станции равна 77 т, а масса станции вместе с пристыкованным кораблем «Аполлон» — 90 т. Длина станции с кораблем примерно 35 м, максимальный диаметр ее 6,6 м. Объем помещения с искусственной атмосферой более 300 м³.

Первое время космонавты устанавливали на станцию теплозащитный экран, а затем смогли переселиться в ее помещение. До этого они размещались в кабине корабля «Аполлон», в котором находились также теплозащитные экраны, взятые с Земли, и другое оборудование, необходимое для ремонта станции. После переселения в станцию космонавтам предстояло отремонтировать панели солнечных батарей, одна из которых не раскрылась, так как в нее попал алюминиевый осколок, который заклинил панель. Попытка удалить осколок при облете станции кораблем «Аполлон»

успеха не имела (для удаления осколка космонавт Вейц высовывался из люка, а Кервин держал его за ноги, чтобы он случайно не выпал из люка). Конрад в это время управляет кораблем «Аполлон».

В связи с острой нехваткой электроэнергии на борту станции 30 мая снова было решено попытаться развернуть нераскрывшуюся панель солнечной батареи. Для этого требовалось, чтобы один или два космонавта вышли в открытый космос. Температура в помещении станции была 26—28°, что создавало дополнительные трудности при выполнении необходимых экспериментов, проводимых космонавтами. 4 июня в результате совещания на Земле было решено назначить выход в открытый космос на 7 июня. Осуществить его должен был Конрад. Продолжительность работы в космосе предполагалась 1,5—2 ч. За это время космонавту предстояло пройти примерно 6 м — от люка в шлюзовой камере до нераскрывшейся панели, что и было выполнено. Конрад удалил болт противометеорного экрана, разрушившегося в первые минуты полета станции, с помощью ножниц, которыми управляли оба космонавта, один из них с помощью 7-метрового троса, привязанного к одному из колец ножниц. После того как болт был срезан и консоль освобождена, космонавты с помощью троса обеспечили отвод консоли от корпуса корабля. Все три секции панелей солнечных батарей были раскрыты, и началась подзарядка восьми аккумуляторных батарей, которые связаны с нераскрывшейся вначале панелью. Панель в развернутом состоянии имеет размер 8×4,9 м, масса ее 912 кг.

В связи с нормализацией условий на борту было принято решение экипажу выполнять полет в течение 28 суток, как и предполагалось по программе. Однако вскоре после завершения выхода в открытый космос отказал клапан в основной системе охлаждения станции и космонавты произвели переключение на запасную систему.

В период полета станции «Скайлэб» выполнялись медицинские эксперименты, астрономические наблюдения и исследование природных ресурсов. Наиболее интересными были технологические операции в условиях невесомости и вакууме (подобные операции раньше выполнялись советскими космонавтами). Технологические операции на американском корабле проводились в специальной сферической камере диаметром 40 см, размещенной в причальной конструкции.

Камера сообщалась с открытым космосом для создания вакуума и имела окна для визуального наблюдения и осуществления фото- и телевизионной съемки процессов. В камере были смонтированы: электронно-лучевая пушка, электрический нагреватель, печь для выращивания кристаллов. Первым был проведен эксперимент по сварке металлов с использованием электронно-лучевой пушки, которая обеспечивала нагрев до температуры свыше 1100° С. Сваривались полоски из нержавеющей стали, алюминиевого и никелевого сплавов. Затем выполнялись сферические отливки никелевого спла-

ва (два шарика диаметром примерно 6 мм) для изучения бесконтейнерного расплавления и затвердевания образцов.

16 июня после выполнения намеченной программы была проведена трехчасовая тренировка в кабине корабля «Аполлон», пристыкованного к станции. Целью этой тренировки была отработка операции по расстыковке, сходу с орбиты и возвращению на Землю. 18 июня после полета продолжительностью 28 суток 48 мин космонавты произвели консервацию бортовых систем и подготовились к оставлению станции. 19 июня космонавт дважды Герой Советского Союза генерал-майор авиации Шаталов поздравил мужественный экипаж станции «Скайлэб» с достижениями в области завоевания космоса и пожелал благополучного возвращения на нашу голубую планету. В тот же день для выполнения некоторых вспомогательных операций американские космонавты вышли в открытый космос. Они были в хорошем настроении, много шутили. При этой работе в космосе оба космонавта были привязаны фалами длиной по 18 м. Конрад сменил кассеты с пленкой, удалил загрязнение с объектива коронографа, установленного на борту корабля. 22 июня была произведена расстыковка корабля и станции, затем был включен маршевый двигатель корабля «Аполлон», благодаря чему корабль перешел на более низкую орбиту. После этого произошло торможение на сход с орбиты. По окончании снижения раскрылись тормозные парашюты на положенной высоте и отсек экипажа приводнился на расстоянии примерно 30 км от ожидавшего их авианосца. Отсек с космонавтами был поднят на палубу авианосца. Экипаж станции доставил около 20 000 снимков Земли и 30 000 снимков Солнца и других астрономических объектов.

28 июля 1973 г. на станцию «Скайлэб», движущуюся по околоземной орбите, был доставлен второй экипаж в составе Бина, Лусмы и Гэрриота. Ранее Бин принимал участие в экспедиции на космическом корабле «Аполлон-12» и высаживался на Луну.

26 сентября 1973 г. завершился продолжавшийся 59 с половиной суток полет второго экипажа станции «Скайлэб». В начале полета космонавтам пришлось устанавливать дополнительный теплозащитный экран, для того чтобы еще понизить температуру в помещениях станции (повышение температуры происходило потому, что «зонг», поставленный над станцией первым экипажем, не развернулся полностью. В частности, он не защищал той части станции, где находились баки с водой, температура которой поднялась до 49° С), после чего космонавты приступили к выполнению своей основной задачи — исследованию Солнца с помощью комплекса астрономических приборов (АТМ) и наблюдениям, при которых не мешала земная атмосфера. Особенностью этих исследований являлось обнаружение вспышки на Солнце, в результате которой выделялась энергия, эквивалентная энергии взрыва 100 000 000 млн. т тротила.

Интересные биологические исследования выполнил второй экипаж. Так, взятые на борт два наука в первые дни полета, потеряв ориентацию в условиях невесомости, ткали паутину беспорядочно

в углах стеклянного контейнера, а затем стали создавать геометрически правильный узор, как на Земле. Рыбы, взятые на борт, в отличие от пауков так и не приспособились к условиям невесомости и продолжали плавать рывками по спирали. Мальки же, появившиеся из икринок, сразу стали плавать по прямой. В связи с этим высказывается предположение, что приспособление к условиям невесомости происходит, по-видимому, еще в зародышевой стадии.

Одной из задач полета было исследование природных ресурсов, а также изучение загрязнений окружающей среды.

Проводились опыты по получению сплавов в бортовой электрической печи. В специальных капсулах в условиях невесомости расплавлялись металлы, сплавы которых на Земле получить не удастся, поскольку под влиянием сил тяжести происходит разделение компонентов. Во время другого эксперимента в электрической печи было проведено расплавление и испарение двух кристаллов с целью изучения возможности повышения качества и химической однородности кристаллов, полученных из паровой фазы в условиях невесомости. Если в условиях невесомости окажется возможным получать кристаллы, содержащие значительно меньше примесей, чем кристаллы, изготовленные в условиях тяготения, то промышленность получит новые возможности изготовления сверхпрочных материалов, а также качественно более совершенных кристаллических компонентов, особенно для электроники, что приведет к существенному уменьшению габаритов и улучшению качества лазерных устройств, телевизионных установок и вычислительных машин.

Посадка транспортного космического корабля «Аполлон», на который перешли космонавты из станции «Скайлэб», происходила в сложных условиях, так как из четырех вспомогательных двигателей этого корабля были исправны только два. Поэтому потребовалась отработка на наземном тренажере новой техники управления «Аполлоном».

16 ноября 1973 г. был осуществлен запуск корабля «Аполлон», который доставил третий экипаж на ОС «Скайлэб».

По сообщениям печати, во время спуска корабля на Землю космонавты третьего экипажа были вынуждены использовать аварийную систему посадки, так как основная система приведения в действие тормозных двигателей корабля оказалась неисправной. Космонавты Карр, Гипсон и Поуг пережили, по их словам, «45 критических минут», когда находились в зоне над Землей, где связи с КК нет. С ужасом обнаружили, что тормозные двигатели корабля не запускаются. Получить инструкции в этот момент было неоткуда. Кораблю угрожала опасность войти в атмосферу Земли под нерасчетным углом, что могло повлечь за собой серьезные последствия как для корабля, так и для космонавтов. Космонавты совершили посадку вручную, включив аварийную систему.

ГЛАВА 8

КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ МНОГОКРАТНОГО ПРИМЕНЕНИЯ. ПОЛЕТЫ К ДРУГИМ ПЛАНЕТАМ

Спуск космического аппарата на Землю, как уже отмечалось, производится с использованием аэродинамического управления полетом.

Одной из важных характеристик спускаемого аппарата является величина располагаемого (максимального) аэродинамического качества, определяющая возможность аэродинамического управления траекторией спуска, особенно необходимого для космических кораблей многократного применения. При освоении дальнего космоса растут скорости входа и изменяются условия входа в атмосферу при возвращении космического аппарата на Землю. При этом, естественно, возникает необходимость увеличения располагаемых маневренных возможностей спускаемого аппарата прежде всего за счет аэродинамического качества. Однако повышение аэродинамического качества связано с необходимостью решения ряда сложных конструктивных и технических задач: теплозащиты несущих поверхностей аппарата, точного прогнозирования траектории и управления на всем ее протяжении, включая участок, на котором из-за высокой ионизации воздуха в ударной волне связь с командным пунктом затруднена. Поэтому в начале освоения космоса для орбитальных космических кораблей была избрана простейшая схема спуска — по баллистической траектории, а сами спускаемые аппараты представляли собой капсулы с аэродинамическим качеством, равным нулю.

Аппараты с нулевым аэродинамическим качеством и регулируемой величиной аэродинамического сопротивления также являются, по сути, баллистическими спускаемыми аппаратами, так как регулирование сопротивления позволяет лишь изменить распределение перегрузок на траектории, но не создает возможности для маневра и выбора точки приземления на основном этапе спуска. Баллистическим аппаратом шарообразной формы является советский космический корабль «Восток», капсульной формы — американский корабль «Меркурий».

Космические аппараты, рассчитанные на создание в процессе снижения небольшой подъемной силы за счет смещения центра масс (это обеспечивает ориентацию аппарата под углом к потоку),

могут осуществлять управляемый спуск. Такие аппараты — полубаллистические. В качестве примера можно назвать космические корабли типа «Союз» и «Аполлон», в которых центр тяжести смещен относительно оси симметрии, а положительная подъемная сила получается при отрицательном угле атаки. Основной составляющей подъемной силы является осевая сила давления на лобовую поверхность аппарата. Управление таким аппаратом может осуществляться как по крену, так и по тангажу.

Управление аппаратов такого типа по крену дает возможность осуществлять некоторые маневры на траектории, компенсировать разброс начальных условий входа и снижать уровень перегрузок и нагрева при спуске. К ним можно отнести и аппараты неосесимметричной формы, максимальное аэродинамическое качество которых составляет примерно 0,5.

Наконец, перспективными спускаемыми аппаратами с аэродинамическим качеством более 1,0—1,5 являются крылатые космические аппараты или аппараты с несущим корпусом. Они будут обладать широкими маневренными возможностями. Уровень перегрузок и интенсивность нагрева на траектории спуска таких аппаратов даже с начальными скоростями, превышающими первую космическую скорость, будут сравнительно невысокими, хотя суммарное количество тепла, подведенного за время снижения к поверхности аппарата, возрастет. В процессе спуска аппаратов этого типа можно в широких пределах выбирать точку приземления при нерасчетных условиях входа и осуществлять посадку по-самолетному. Именно поэтому в последние годы созданию космических аппаратов с достаточно большим аэродинамическим качеством уделяется значительное внимание. На рис. 91 приведены сравнительные характеристики объемной эффективности Θ в зависимости от величины гиперзвукового аэродинамического качества K для полубаллистических аппаратов типа «Джемини» и «Аполлон», экспериментальных аппаратов М-1, М-2 и Х-24 с несущим затупленным корпусом, а также для ракетоплана Х-20 и перспективного аппарата с большим аэродинамическим качеством. В будущем должна быть создана конструкция аппарата, удовлетворяющая требованиям полета на гиперзвуковой, транзвуковой и дозвуковой скоростях полета.

Назовем некоторые аппараты, проекты которых рассматривались различными иностранными институтами и фирмами:

а) аппараты с затупленным несущим корпусом (рис. 92), имеющие высокую объемную эффективность; гиперзвуковое аэродинамическое качество аппаратов равно 1,1—1,3, а дозвуковое — 3,1—3,5, что обеспечивает возможность горизонтальной посадки без использования вспомогательных средств, создающих подъемную силу после входа аппаратов в атмосферу Земли;

б) аппараты с удлиненным несущим корпусом (рис. 93), имеющие гиперзвуковое аэродинамическое качество более 3,0, что обеспечивает возможность посадки аппарата в заданном районе при его снижении с орбиты в любой момент времени; дозвуковое аэро-

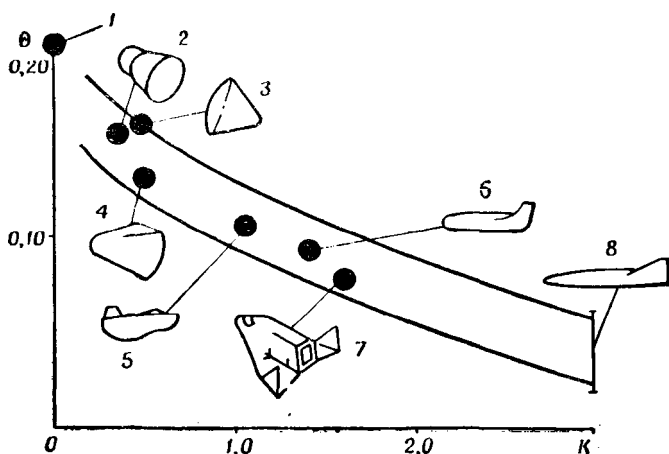


Рис. 91. Сравнительные характеристики объемной эффективности космических летательных аппаратов (КЛА) различной конфигурации в зависимости от их гиперзвукового аэродинамического качества:

1 — сфера; 2 — полубаллистический космический корабль «Джемини»; 3 — полубаллистический космический корабль «Аполлон»; 4 — КЛА М-1; 5 — КЛА М-2; 6 — аппарат X-24А; 7 — разрабатываемый ракетоплан X-20 «Дайна-Сор»; 8 — гипотетический аппарат с большим аэродинамическим качеством

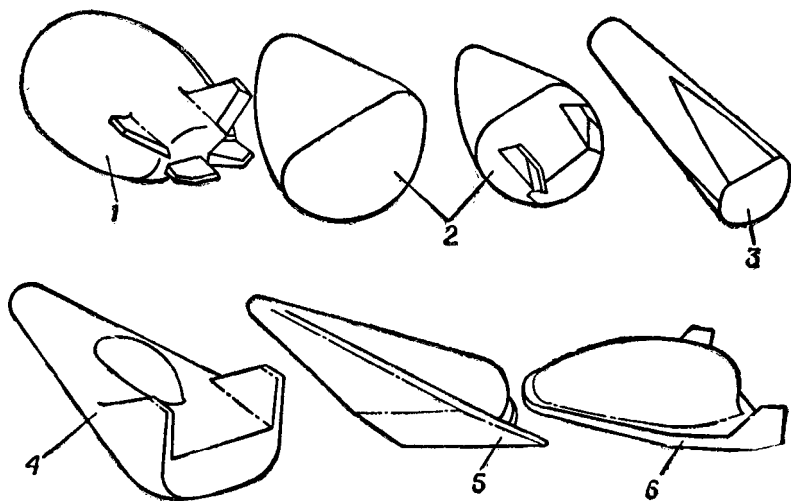


Рис. 92. Формы аппаратов с несущим корпусом:

1 — сплюснутый сфероид; 2 — затупленный конус с углом раствора при вершине 60° ; 3 — затупленный тонкий эллиптический конус; 4 — затупленный конус с углом раствора при вершине 26° ; 5 — аппарат с крылом малого удлинения; 6 — аппарат с плоской носовой частью и кромкой по контуру

динамическое качество этого аппарата не отвечает требованиям безопасного захода на посадку, вследствие чего предусматривается установка на аппарате выдвижного крыла для обеспечения при дозвуковых скоростях полета аэродинамического качества до 5,0—7,0;

в) аппараты со вспомогательными средствами, которые используют парашюты, двигательные установки, авторотирующие винты или другие вспомогательные средства для создания подъемной

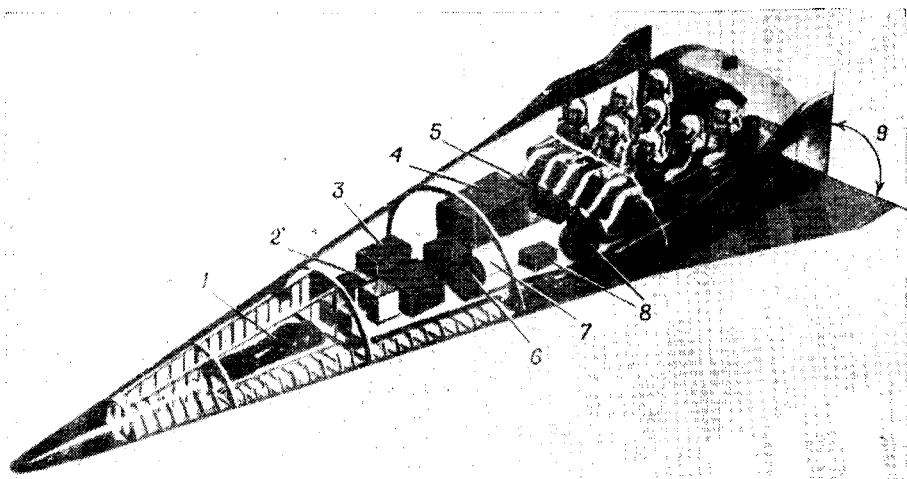


Рис. 93. Аппарат с удлиненным несущим корпусом:

1 — носовая посадочная лыжа; 2 — источник электронитания; 3 — системы навигации и наведения; 4 — система сохранения; 5 — система связи; 6 — система жизнеобеспечения; 7 — грузовой отсек; 8 — система управления положением аппарата; 9 — элементы конструкции изменяемой геометрии

силы (рис. 94) при переходе от режима полета после входа в атмосферу к режиму захода на посадку; гиперзвуковое аэродинамическое качество таких аппаратов равно 2,3—3,0, а дозвуковое — 1,0, вследствие чего на этом режиме полета необходимо применять вспомогательные средства для создания подъемной силы.

В США испытывалось несколько экспериментальных одноместных аппаратов по программе создания перспективных космических летательных аппаратов с аэродинамическим качеством, технические характеристики которых позволят обеспечить старт и посадку на обычных аэродромах и многократное применение их для челночных полетов по маршруту Земля — орбитальная станция — Земля. Эти аппараты (рис. 95) со стартовой массой до 5000 кг имеют аэродинамическое качество на дозвуковой скорости 3,1—3,5, а на гиперзвуковой скорости — 1,2—1,4. Обычно на аппаратах устанавливались ЖРД, работающие на жидком кислороде и смеси этилового спирта с водой, или кислородно-водородные двигатели. На некоторых аппаратах имелась также вспомогательная двигательная установка, состоящая из нескольких ЖРД, работающих на пе-

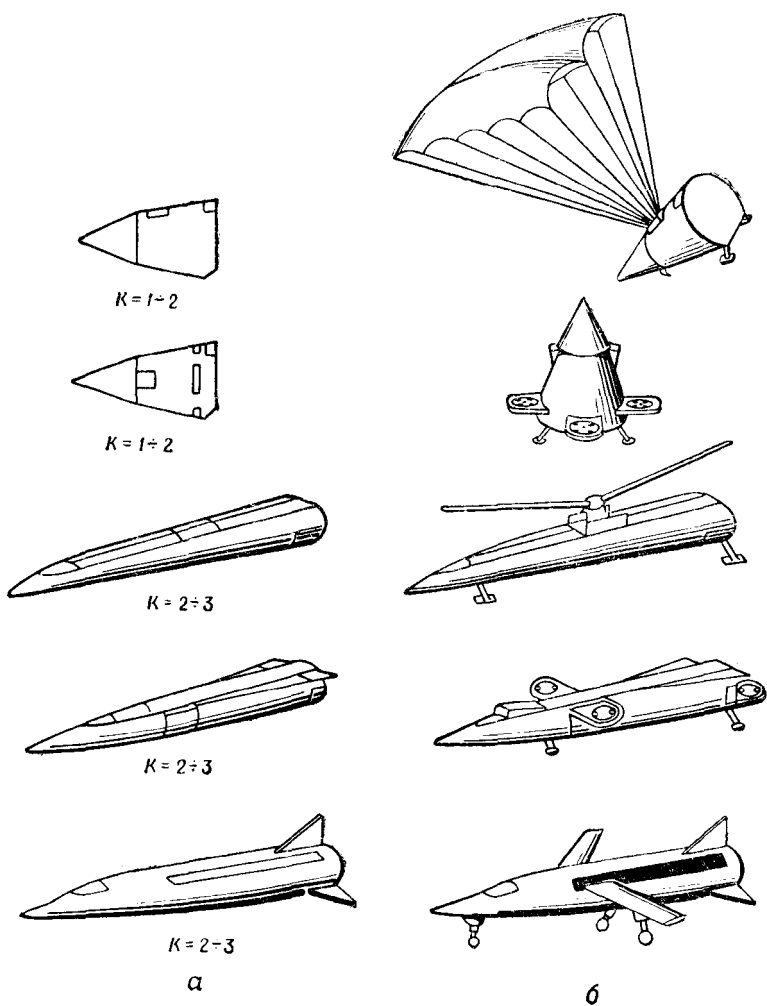


Рис. 94. Схемы летательных аппаратов со вспомогательными средствами полета:

а — конфигурация космического летательного аппарата для входа в атмосферу; *б* — конфигурация космического летательного аппарата на режиме посадки

режиси водорода. Эта установка предназначалась для выравнивания аппарата на конечном участке захода на посадку и использовалась по усмотрению летчика.

Система управления аппаратом в атмосферном полете состояла из аэродинамических рулевых поверхностей, установленных на хвостовой части аппарата.

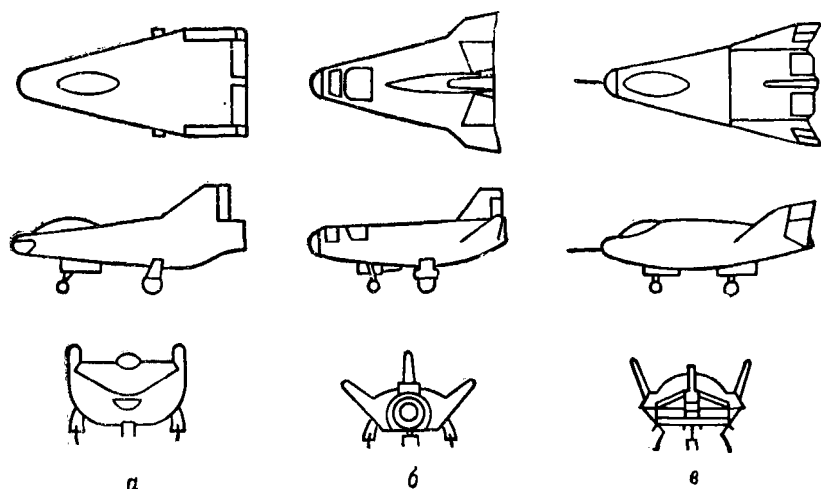


Рис. 95. Сравнительные схемы экспериментальных аппаратов:
а — М2-*F2*; б — *HL-10*; в — *X-24A*

ПЕРВЫЕ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ АППАРАТЫ

Одним из первых пилотируемых аппаратов с несущим корпусом был аппарат М2-*F1*, который буксировался самолетом, а затем, отделившись от него на высоте около 4000 м, через 3 мин совершал посадку на аэродром. Скорость его составляла в полете 217 км/ч, а при посадке — 130 км/ч. На этом аппарате было проведено много полетов, результатом которых явилось подтверждение возможности создать аппарат с несущим корпусом, имеющий достаточную аэродинамическую подъемную силу и управляемость для выполнения планирующего полета, маневрирования и посадки.

В иностранной печати указывалось, что на другом аппарате (М2-*F2*) были проведены планирующие полеты на дозвуковых скоростях с выключенным ЖРД, во время которых изучались характеристики устойчивости аппарата, эффективность органов управления, летные характеристики, величины аэродинамических нагрузок, управляемость и маневренность при заходе на посадку. Вследствие плохой поперечно-путевой управляемости аппарат в одном из полетов потерпел аварию (летчик при сильных колебаниях по крену потерял ориентировку, вышел на выравнивание на малой

высоте, не успев воспользоваться вспомогательной двигательной установкой и выпустить шасси).

В последующем были построены более совершенные экспериментальные аппараты с песущим корпусом (HL-10 и X-24A).

Экспериментальный аппарат HL-10 имел аэродинамические поверхности управления, расположенные на хвостовой части. Кроме того, для повышения устойчивости аппарата на нем использовались шесть дополнительных поверхностей, которые устанавливались в требуемое положение с помощью электромоторов. Вспомогательная двигательная установка также состояла из ЖРД, работающих на перекиси водорода.

Максимальное аэродинамическое качество аппарата HL-10 при дозвуковых скоростях полета равно 3,3. При осуществлении первого планирующего полета после отделения от самолета-носителя на высоте около 14 000 м аппарат совершил посадку через 3 мин 7 с.

Пилотируемый аппарат X-24A (рис. 96) имел аэродинамическое качество при гиперзвуковом полете 1,2—1,4, а при дозвуковом — около 4,5.

Аппарат — полумонококовой конструкции, изготовлен из алюминиевых сплавов и нержавеющей стали. Как и прежние аппараты, X-24A имеет плоскую нижнюю поверхность, обвод носка сверху образован дугой круга для обеспечения продольной устойчивости при трансзвуковых скоростях полета. Аппарат рассчитан на скоростной напор до 2400 кгс/м². Хвостовая часть его несет три вертикальных кия и восемь подвижных аэродинамических поверхностей управления: два верхних и два нижних щитка и разрезные рули направления на двух внешних вертикальных киях. Конфигу-

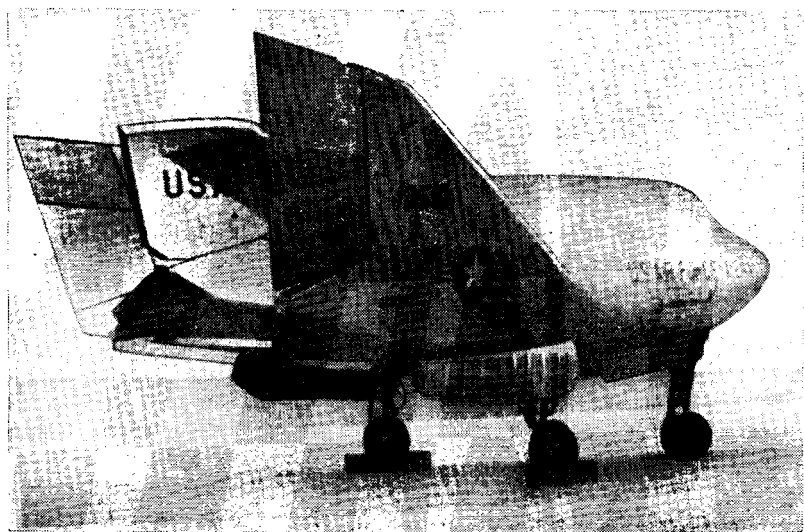


Рис. 96. Экспериментальный аппарат X-24A

рация аппарата способна несколько изменяться в зависимости от режима полета за счет отклонения поверхностей управления.

Начиная с 1969 г. производились планирующие полеты этого аппарата после отцепки от самолета на высоте порядка 14 000 м. В дальнейшем на нем должен быть установлен ЖРД, с помощью которого он смог бы достигать высоты 30 км и развивать скорость, соответствующую числу $M=2,0$.

По сообщениям печати, X-24A в одном из полетов достиг высоты более 20 км при скорости 1430 км/ч. Полет продолжался 7 мин, считая с момента отцепки аппарата от самолета B-52. Этим, видимо, программа экспериментальных полетов аппарата X-24A с несущим корпусом была завершена. В ходе испытаний выполнено 28 полетов. По отзывам летчиков, особенности пилотирования экспериментального аппарата X-24A заключаются в сложности пилотирования его на участке полета при выравнивании и посадке, так как скорость вертикального снижения составляет в среднем 70 м/с (25—35 м/с для современных самолетов при стандартном заходе на посадку).

Позже был создан аппарат новой модификации (X-24B) с несущим корпусом, который, по сообщениям иностранной печати, совершил 1 августа 1973 г. первый полет. Аппарат отделился от самолета-носителя B-52 на высоте 12 км, снизился в планировании и совершил посадку. Полет продолжался 4 мин. Этот аппарат последний из серии аппаратов с несущим корпусом, который используется для демонстрации возможности маневрирования и безопасной посадки. Он имеет форму, приемлемую в основном для космических летательных аппаратов, а также для перспективных гиперзвуковых самолетов, крейсерская скорость которых равна примерно 5600 км/ч.

Имеется сообщение о том, что в 1973 г. центр исследования НАСА предложил создать новую модификацию аппарата с несущим корпусом (X-24C), который будет отличаться от других аппаратов этого типа тем, что на нем будет установлен более мощный ЖРД (тягой 6800 кгс).

Конечной целью проводимой программы испытаний аппаратов с несущим корпусом, рассмотренных выше, является имитация заключительной фазы полета и посадки орбитальной ступени при ее возвращении из космического полета. При этом летные характеристики аппаратов M-2, HL-10, X-24A ограничивались нижним пределом скоростного напора (равным 244 кгс/м^2), обеспечивающим эффективность органов управления, и пределом, определяемым прочностью конструкции (равным 1950 кгс/м^2). Полученные во время летных испытаний аппарата HL-10 сведения предполагается использовать при проектировании скоростных самолетов и воздушно-космических летательных аппаратов многократного применения.

В испытаниях основное внимание уделялось исследованию систем управления орбитальной ступени воздушно-космического

аппарата, в частности исследованию системы реактивного управления. Это делалось потому, что аппараты с несущим корпусом необходимо оснащать этой системой для выполнения маневров в космическом пространстве.

Важной задачей проводимых испытаний было доказательство возможности осуществления пилотируемого полета без использования силовой установки. При этом аппарат должен обладать приемлемыми летно-техническими характеристиками и минимальным дозвуковым аэродинамическим качеством (несколько более 3) для выполнения успешного полета в желаемый район, выполнения выравнивания и посадки. Для аппаратов Х-24А и HL-10 оно было равно 4,6, что превышало минимальное дозвуковое аэродинамическое качество аппарата с несущим корпусом, требующееся для выполнения посадки без силовой установки. Однако эта величина, определенная в аэродинамических трубах и в летных экспериментах, не подтвердилась. Она оказалась весьма близкой к минимальной величине, при которой возможна посадка этих аппаратов без силовой установки.

НЕКОТОРЫЕ СХЕМЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ МНОГОКРАТНОГО ПРИМЕНЕНИЯ

Испытания и исследования аппаратов с несущим корпусом позволили изучить возможности использования их в качестве многоразовых и транспортных космических летательных аппаратов (КЛА) многократного применения.

Один из проектов такого аппарата представляет собой полуступенчатую схему с несущим корпусом переменной стреловидности, по бокам которого установлены топливные баки с жидким водородом и жидким кислородом для питания силовой установки, расположенной в хвостовой части. Масса полностью заправленного КЛА составит 272 т. КЛА должен выводиться на орбиту двигателями, развивающими тягу 340 тс, и может доставлять полезную нагрузку массой 11,35 т на высоту 185 км. С целью улучшения аэродинамического качества КЛА с несущим корпусом предусмотрены крылья, которые находятся в убранном положении при запуске и выпускаются при заходе на посадку и посадке. Наличие крыльев позволяет использовать КЛА с крупных аэродромов. Аппарат должен иметь вертикальный старт. После выработки топлива внешние баки будут сброшены и он выйдет на расчетную орбиту, а после выполнения запрограммированных операций вернется на Землю, используя при дозвуковых режимах полета выдвижное крыло (рис. 97). Для запуска такого аппарата предполагалось использовать одну из ракет-носителей.

Имеется проект аппарата с несущим корпусом, который устанавливается в середину V-образного топливного бака. Он имеет корпус с плоским днищем и герметизированный отсек для экипажа и пассажиров, грузовой отсек, двигательную установку с топливными

баками, системы и оборудование для полета в космос и возвращения на Землю. При полете с дозвуковыми скоростями используется выдвижное крыло. Гиперзвуковое качество составляет около 2,0. Двигательная установка состоит из трех ЖРД с камерами высокого давления, работающих на жидком водороде и жидком кислороде и развивающих тягу в вакууме 160 тс каждый. В топливных баках аппарата помещается примерно 23 т топлива. Топливо в сбрасываемых топливных баках обеспечивает работу ЖРД до

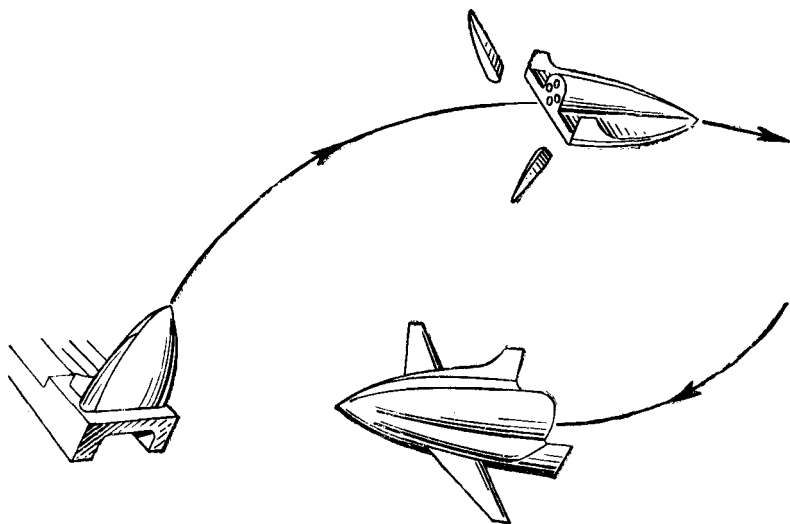


Рис. 97. Схема полета космического летательного аппарата многократного применения

выхода аппарата на орбиту. Необходимое приращение скорости для достижения расчетной величины орбитальной скорости, осуществления маневра на орбите и торможения для снижения аппарата с орбиты обеспечивается двигательной установкой, которая использует топливо из баков, размещенных на корпусе аппарата. Аппарат имеет систему органов аэродинамического управления, обычное шасси трехколесного типа. Старт аппарата вертикальный, посадка горизонтальная.

Конструкция аппарата выполнена таким образом, что в нее можно вставлять грузовые модули различных массы и емкости. Аппарат, как предполагают, при современном уровне техники может быть изготовлен для 20—25 запусков в космос (рис. 98).

В одном из таких аппаратов для полета в пределах атмосферы используется ТРД, а при полете в космическом пространстве — ракетный двигатель, работающий на водородно-фтористом топливе. Аппарат при небольшой посадочной скорости с экипажем из двух человек должен иметь скорость, соответствующую числу $M=20$. Топливо для ТРД размещается в топливном баке, расположенном

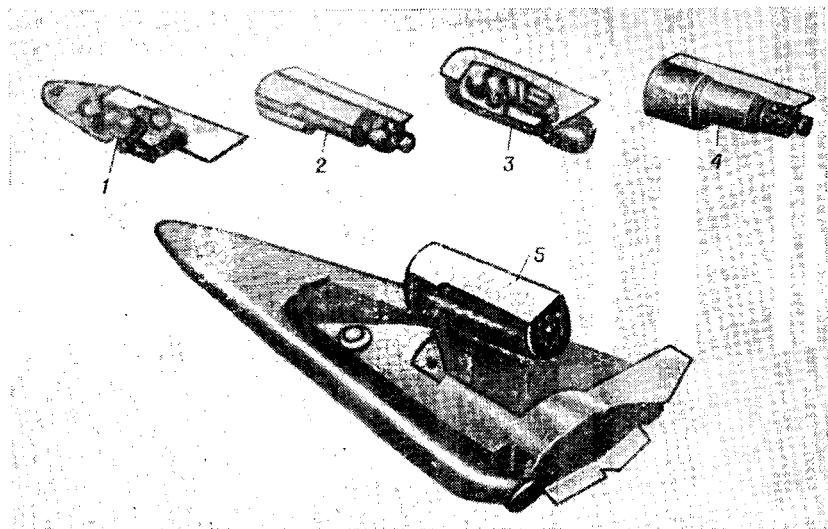


Рис. 98. Компонировочная схема многоцелевого космического летательного аппарата:

1 — масса груза 3290 кг, масса людей 570 кг; 2 — масса груза 9026,5 кг; 3 — масса груза 5350 кг, масса людей 570 кг; 4 — масса груза 9980 кг; 5 — стандартный грузовой модуль

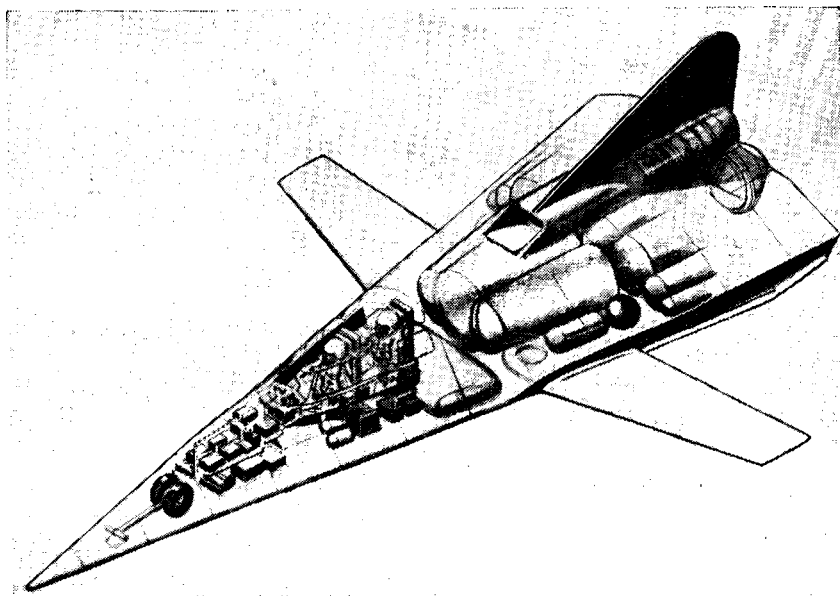


Рис. 99. Компонировочная схема многоцелевого космического летательного аппарата многократного применения

сзади кабины экипажа, а воздухозаборники ТРД — впереди хвостового киля (рис. 99). В задней части аппарата под ТРД располагается ракетный двигатель.

Имеется также проект воздушно-космической системы (рис. 100), состоящей из трех многоразовых летательных аппаратов, два из которых (внешние) используются в качестве стартовых, а один — в качестве орбитального. На каждом летательном аппарате установлен ЖРД. Экипаж каждого аппарата состоит из двух че-

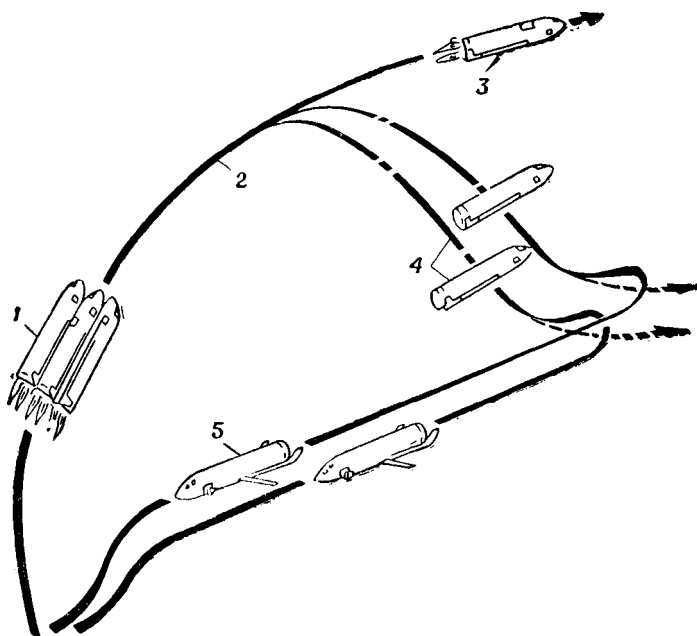


Рис. 100. Принципиальная схема полета воздушно-космической системы:

1 — вертикальный старт аппарата; 2 — отделение стартовых аппаратов от орбитального аппарата; 3 — полет орбитального аппарата; 4 — вход стартовых аппаратов в плотные слои атмосферы; 5 — возвращение стартовых аппаратов в район стартового комплекса

ловек. Система осуществляет вертикальный старт. Два стартовых аппарата несут топливо, которое расходуется двигателями всех трех аппаратов во время запуска.

При достижении скорости около 2500 м/с стартовые аппараты отделяются от орбитального и, используя аэродинамическое качество, выдвижное крыло изменяемой стреловидности и турбовентиляторный двигатель, снижаются и совершают управляемую горизонтальную посадку в районе стартового комплекса. Орбитальный аппарат с помощью своей двигательной установки продолжает полет и выходит на расчетную орбиту, а затем, выполнив программу полета, сходит с орбиты, входит в плотные слои атмосферы и осуществляет горизонтальную посадку, как и стартовые аппараты.

Один из проектов, в котором предусматривается осуществление старта с помощью ракеты-носителя, должен состоять из следующих элементов:

а) цилиндрической секции, к которой пристыковываются носовая и хвостовая части (рис. 101); в носовой части находится командный пункт с кабиной космонавтов и узел стыковки с орбитальной станцией; в цилиндрической секции размещаются двигательная установка, топливные баки и отсек, рассчитанный на 12 человек; хвостовая часть несет аэродинамические поверхности управления аппаратом;

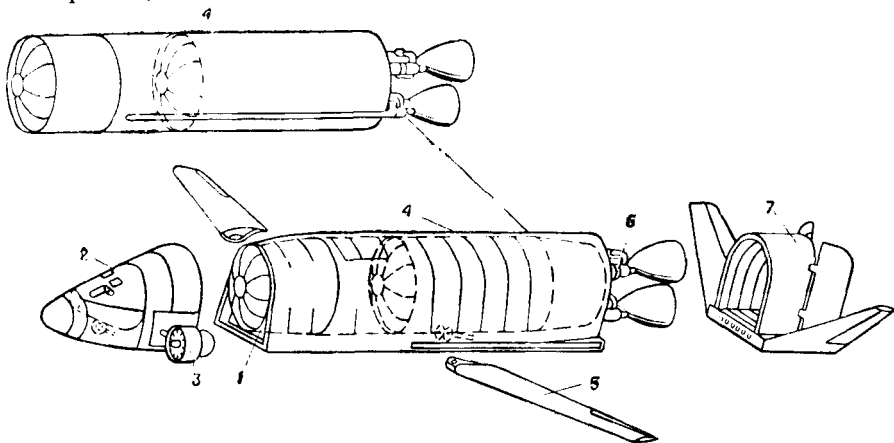


Рис. 101. Основные элементы космического летательного аппарата со смешанной силовой установкой:

1 — цилиндрическая секция; 2 — носовая часть; 3 — выдвижной турбовентиляторный двигатель; 4 — цилиндрическая секция стартового аппарата; 5 — выдвижное крыло изменяемой геометрии; 6 — двигатели (ЖРД); 7 — хвостовая часть с аэродинамическими поверхностями управления

б) двух ЖРД тягой по 113 тс, в которые топливо подается выснительной системой высокого давления;

в) двух выдвижаемых в поток турбовентиляторных двигателей для полета с дозвуковыми скоростями при возвращении аппарата на Землю;

г) выдвижного крыла для обеспечения требуемых аэродинамических характеристик при полете с дозвуковой скоростью; эта система должна обеспечивать вывод полезной нагрузки массой более 11 т на геоцентрическую орбиту с малым углом наклона к плоскости экватора или полезной нагрузки массой более 8 т на полярную орбиту.

ДВУХСТУПЕНЧАТАЯ СХЕМА ЧЕЛНОЧНОГО АППАРАТА

Сравнительно недавно в иностранной печати появились сообщения о новой схеме воздушно-космического летательного аппарата многократного применения, предназначенного для перевозок пассажиров и грузов по маршруту Земля — геоцентрическая орбита — Земля. Предлагаемая схема (рис. 102), как указывается, была

исследована за рубежом в научных организациях и напоминает собой дозвуковой самолет, состоящий из двух повторно используемых ступеней. Стартовая масса аппарата предположительно равна 1135 т, а масса выводимой на орбиту нагрузки — 11,3 т. Каждая ступень аппарата снабжается мощной силовой установкой, обеспечивающей в вакууме скорость до 500 м/с, и является эффективным аппаратом, входящим в атмосферу. Орбитальная ступень — космический летательный аппарат, имеет силовую установку для маневрирования на орбите, систему жизнеобеспечения, систему терморегулирования и все то, что обеспечит пребывание на околоземной орбите от 7 до 30 суток.

При запуске вторая орбитальная ступень размещается на носителе (первой ступени). На обеих ступенях в качестве топлива используется жидкий кислород и жидкий водород. Сразу после отделения носителя входит в атмосферу, его скорость уменьшается и он переходит в полет с дозвуковой скоростью. Затем носитель совершает крейсерский полет с дозвуковой скоростью и, как видно из схемы (рис. 103), совершив полет дальностью около 550 км в район запуска, производит посадку. Компоновочная схема орбитальной ступени приведена на рис. 104. Большие размеры орбитальной ступени объясняются наличием больших емкостей для топлива и большого грузового отсека.

Криогенное топливо, расходуемое при маневрировании орбитальной ступени после выхода на орбиту, размещено в двух отдельных баках, что улучшает условия его хранения. Такой аппарат в отличие от обычного самолета обеспечивает эффективный вход в атмосферу с точки зрения нагрева, устойчивости и управляемости. При входе в атмосферу орбитальная ступень имеет очень большой угол атаки (около 60°), при котором создаются большая подъемная сила и сопротивление, а аэродинамическое качество равно примерно 0,5. Орбитальная ступень должна сохранять это положение в пространстве во время всего снижения до 12 000 м. На этой высоте скорость снижения уменьшится до 90 м/с и даже менее, после чего угол продольного наклона также уменьшится и ступень будет пикировать до тех пор, пока не будет достигнута скорость, при которой возможен горизонтальный полет. Затем запускают ТРД и ступень выполняет снижение, заход на посадку и посадку, как обычный самолет. Как указывается в иностранной печати, исследования показали преимущества входа аппарата в атмосферу с максимальным или близким к нему коэффициентом подъемной силы. Вход в атмосферу орбитальной ступени, сбалансированной при почти максимальном коэффициенте подъемной силы, начинается почти на максимальной высоте, вследствие чего уменьшаются тепловые потоки и равновесная температура излучения. Возникающее при этом большое сопротивление уменьшает продолжительность теплового импульса. Поэтому температура обшивки и количество теплоизоляции под обшивкой могут быть минимальными.

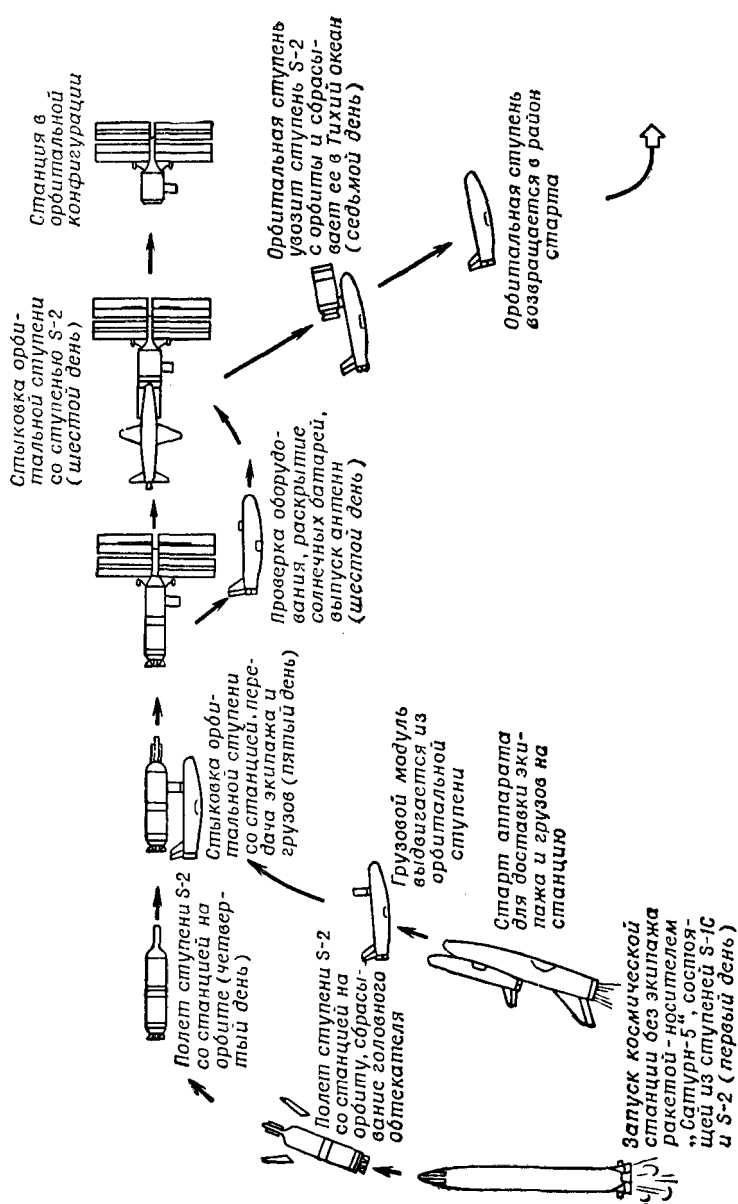


Рис. 102. Схема развертывания космической станции с использованием двухступенчатого воздушно-космического летательного аппарата

При существенно большем угле атаки непосредственному воздействию набегающего потока подвергаются только нижние поверхности ступени, площадь которых составляет примерно одну треть смачиваемой поверхности. Остальные поверхности ступени находятся в поле потока малой плотности или, что более важно, в области отделившегося потока. Вследствие этого большая часть поверхности ступени (верхняя поверхность крыла, горизонтального оперения и корпуса) не требует специального теплозащитного покрытия, а другие поверхности (например, боковые стенки корпуса) требуют максимальной теплозащиты от аэродинамического нагрева. Области над крылом и корпусом являются идеальными зонами для размещения чувствительных к температуре устройств (таких, как радиаторы, остекленные кабины, гондолы ТРД).

Наиболее простым устройством для управления орбитальной ступенью является реактивная система. Она должна быть установлена на ступени для управления положением в пространстве и выполнения переходных маневров в космосе. Для ее применения при входе в атмосферу потребуется только дополнительное топливо.

Нижние поверхности элементов орбитальной ступени являются единственными областями, создающими значительные аэродинамические силы, и, следовательно, давление на них в основном и определяет устойчивость и балансировку во время входа орбитальной ступени в атмосферу. Поперечная устойчивость обеспечивается углом поперечного V нижней поверхности крыла. Считается (и, видимо, не без основания), что важно сделать днище носовой части корпуса ступени достаточно широким и плоским, чтобы предотвратить возникновение дестабилизирующих моментов, которые могут возникнуть от боковых сил, действующих на носовую часть. Стабилизирующие силы могут быть созданы путем придания стабилизатору угла поперечного V .

При учете сказанного выше намечают такую последовательность снижения аппарата. Сначала орбитальная ступень снижается с углом атаки примерно 60° до высоты 12 000 м, затем она переходит в горизонтальный полет с дозвуковой скоростью. Поскольку площадь корпуса орбитальной ступени на начальном этапе снижения велика по сравнению с площадью крыла, то она создает основную часть подъемной силы. После выполнения переходного маневра почти вся подъемная сила создается крылом. Поэтому в

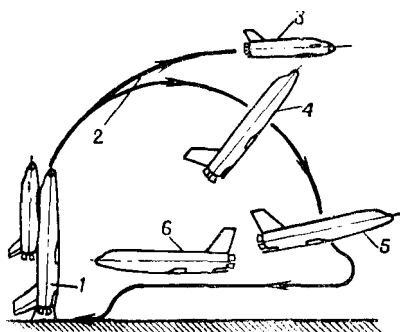


Рис. 103. Схема использования носителя орбитального аппарата:

1 — вертикальный старт; 2 — отделение ступени; 3 — орбитальная ступень; 4 — вход носителя в атмосферу; 5 — начало перехода в горизонтальный крейсерский полет на высоте 15 000 м; 6 — возвращение носителя в район старта с использованием ТРД

пикировании орбитальная ступень достигает значительной скорости, теряя при этом около 4500 м высоты. По достижении установленного планирования должен запускаться газотурбинный двигатель и ступень может выполнять нормальный заход на посадку и посадку. Крыло должно обеспечивать крейсерский полет с дозвуковой скоростью и посадочные маневры. Поскольку вход в атмосферу выполняется с большим углом атаки, форма крыла в

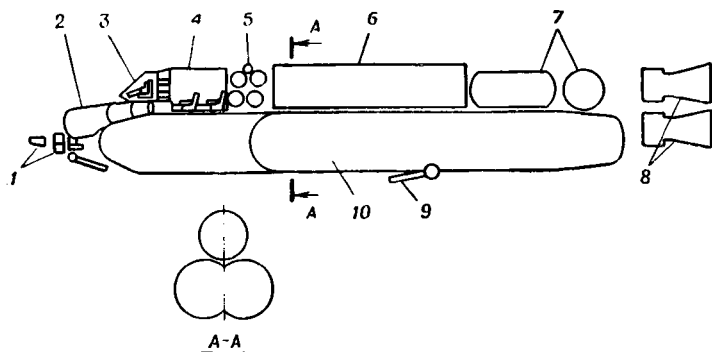


Рис. 104. Компоновочная схема орбитальной ступени:

1 — система наведения, электронное оборудование и источники электропитания; 2 — посадочные ТРД; 3 — кабина экипажа; 4 — пассажиры; 5 — баки с газом для реактивной системы управления; 6 — перевозимый груз; 7 — топливо, предназначенное для расходования на орбите; 8 — основные двигатели; 9 — шасси; 10 — топливные баки основных двигателей

плане должна выбираться только на основе оптимизации ее для крейсерского полета и посадки. В этом случае прямое крыло с достаточным удлинением лучше, чем какое-либо другое крыло, обеспечивает получение требуемой подъемной силы при приемлемых посадочных скоростях, а также является идеальным крылом для дозвукового крейсерского полета. Вход в атмосферу с большим углом атаки исключает потребность в выдвижном крыле.

Угол атаки при снижении 60° является компромиссным. Для аппарата, сбалансированного при этом угле атаки, продолжительность аэродинамического нагрева и его интенсивность оказываются достаточно малыми, а максимальная перегрузка не превышает 2 g. Это вполне приемлемо для пассажиров, не проходивших специальной тренировки перед полетом в космос. Аэродинамическое качество орбитальной ступени на гиперзвуковых режимах полета при таком угле атаки немногим более 0,5. Максимальная боковая дальность такого аппарата при входе в атмосферу составляет 400 км. Предполагается, что боковая дальность может быть увеличена при увеличении массы теплозащиты. В этом случае носки крыла, корпуса и оперения будут подвергаться более длительному тепловому воздействию по мере увеличения аэродинамического качества и боковой дальности. Возрастет длительность воздействия теплового импульса, однако до достижения максимального аэродинамиче-

ского качества общее количество потребной теплоизоляции будет примерно пропорционально квадратному корню из продолжительности действия теплового импульса. Отсюда следует, что для орбитальной ступени с большой боковой дальностью потребуются применять более теплостойкие материалы и увеличивать массу теплоизоляции.

В иностранной печати указывается, что в аэродинамических трубах были проведены испытания моделей аппарата описанной схемы в целях определения оптимальных углов атаки при сбалан-

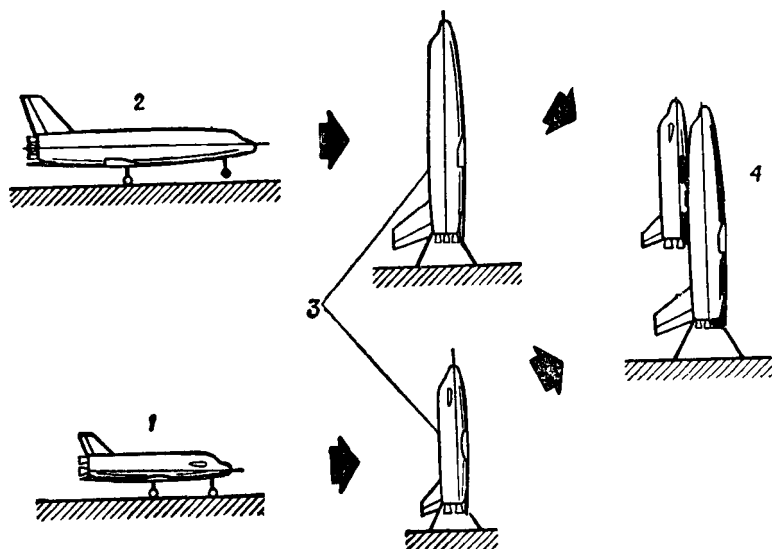


Рис. 105. Последовательность летных испытаний носителя и орбитальной ступени:

1 — горизонтальный взлет орбитальной ступени; 2 — горизонтальный взлет носителя; 3 — вертикальный взлет орбитальной ступени и носителя; 4 — вертикальный взлет воздушно-космического летательного аппарата

сированном положении и других параметров, связанных с величиной тепловых потоков. Отмечается, что нагрев распределяется по размаху крыла неравномерно вследствие интерференции его с потоком, обтекающим корпус ступени, которая может вызвать местное увеличение теплопередачи. Однако проведенные испытания и расчеты не позволяют определить теплопередачу на небольших локализованных участках, температура которых, возможно, превышает 1200°C . Рассматривая последовательность пусков, предполагают вначале производить раздельный (горизонтальный и вертикальный) старт носителя и орбитальной ступени, а затем — вертикальный старт собранного аппарата (рис. 105).

Каждая ступень аппарата предназначена для горизонтальной посадки со скоростью около 235 км/ч с отклоненными закрылками и с 15% запасом относительно скорости срыва.

Дозвуковое аэродинамическое качество орбитальной ступени равно 8. ТРД должен обеспечивать тяговооруженность, равную 0,3. Полагают, что при таких параметрах будут обеспечены основные летно-технические требования, необходимые для старта и посадки с имеющихся аэродромов с полосами большой длины. При выполнении обычных полетов на орбитальной ступени должен быть минимальный запас топлива, определяемый только уходом на второй круг при посадке. Максимальный запас топлива позволяет выполнить полет на расстояние до 1000 км.

Транспортно-космическая система. Одна из научных лабораторий США предлагает в качестве орбитальной ступени транспортной космической системы использовать орбитальный самолет с дельтовидным несущим корпусом. При этом предполагается, что он будет удовлетворять требованиям достижения максимальной боковой дальности при ограниченной массе полезной нагрузки. При использовании такого орбитального самолета изменяется только способ входа в атмосферу Земли.

Основным требованием при разработке этой системы является снижение стоимости доставки грузов на рабочую орбиту. Стоимость выведения полезной нагрузки на низкие геоцентрические орбиты, по сообщениям иностранной печати, составляет 1100—1200 долл./кг, а на синхронные экваториальные орбиты — 11 000—22 000 долл./кг. Научно-технический задел, полученный при разработке этих систем, предполагается использовать для проектов гиперзвуковых транспортных самолетов с ВРД. На рис. 106 показаны значения коэффициента объемной эффективности $V^{2/3}/S_w$ существующих и разрабатываемых космических и воздушных летательных аппаратов (где V — объем аппарата, S_w — смачиваемая поверхность аппарата) в зависимости от эффективной дальности этих летательных аппаратов, определяемой как произведение числа M на максимальное аэродинамическое качество K . Как видно из этого графика, перспективные значения объемной эффективности как космических, так и воздушных летательных аппаратов лежат в области больших значений эффективной дальности.

Предполагается также использовать орбитальный самолет с дельтовидным несущим корпусом в составе полуступенчатой схемы со сбрасываемыми баками. Масштабный макет орбитального самолета показан на рис. 107.

Для доказательства преимуществ орбитального самолета с дельтовидным несущим крылом (рис. 108) проводилось сравнение его с орбитальным самолетом обычной схемы, имеющим прямые крылья. При выборе аэродинамической схемы орбитального самолета принято, что дельтовидный несущий корпус необходим только для обеспечения большой боковой дальности. Однако диапазон значений максимального качества орбитального самолета различных схем с дельтовидным несущим корпусом лежит в пределах от 0,8 до 3,0, а при больших углах атаки — от 0,45 до 0,78. Поэтому в зависимости от аэродинамической схемы орбитального

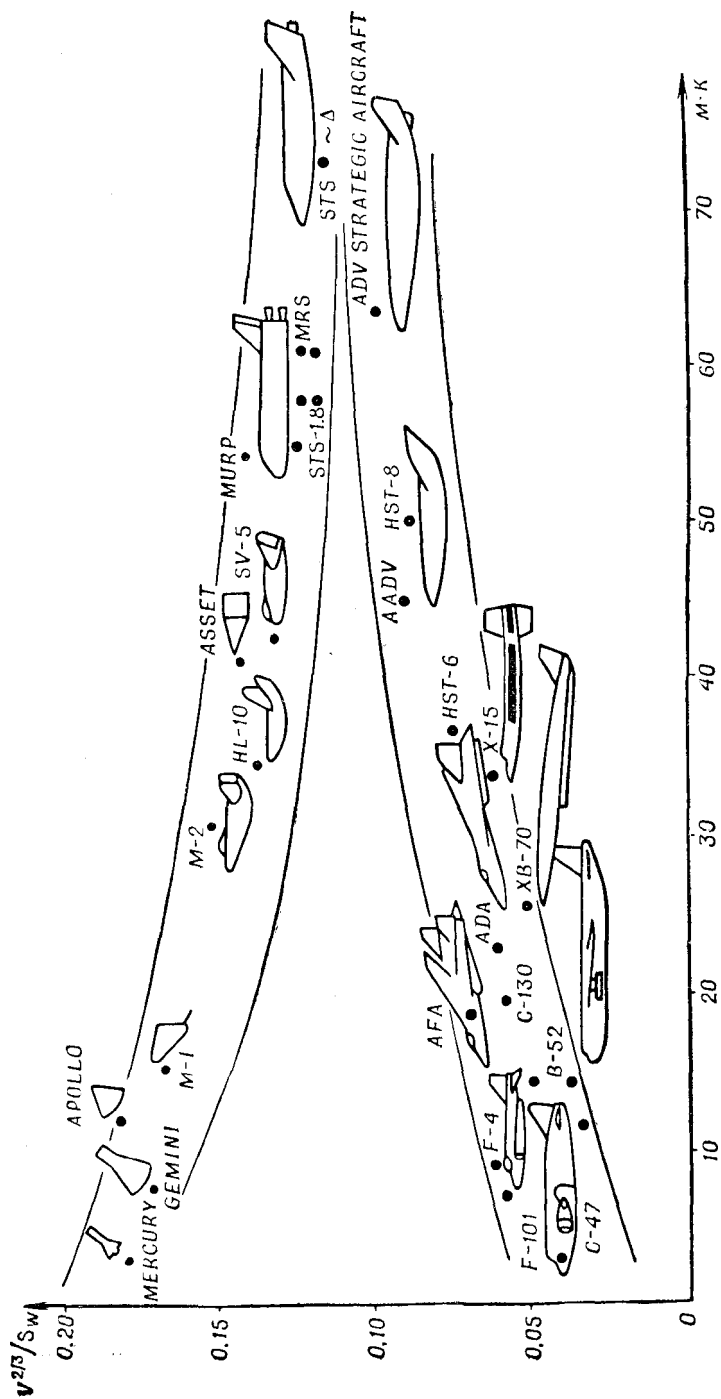


Рис. 106. График изменения коэффициентов объемной эффективности $V^{2.3}/S_W$ и эффективной дальности $M \cdot K$ некоторых летательных аппаратов

самолета с дельтовидным несущим корпусом и типа траектории боковая дальность может меняться в пределах от 370 до 7400 км. При сравнении дельтовидного и прямого крыльев учитывают их геометрические размеры. При малых размерах предпочтительней прямое крыло. Посадочные характеристики орбитального самолета с прямым и дельтовидным крылом приведены на рис. 109.

При рассмотрении компоновки орбитального самолета изучались проблемы входа его в атмосферу с большими углами атаки, а, как известно, увеличение угла атаки при входе в атмосферу приводит к сокращению суммарного времени входа и уменьшению

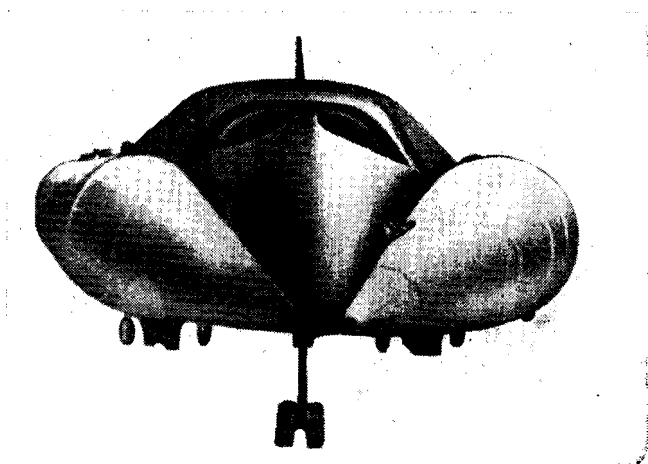


Рис. 109. Масштабный макет орбитального самолета

интегрального теплового потока. Поэтому при больших значениях качества и малых углах атаки требуется более массивная теплозащита, имеющая большую массу. Следовательно, при увеличении боковой дальности значительно снижается масса полезной нагрузки за счет увеличения массы теплозащиты. На рис. 110 показаны полученные значения боковой и продольной дальностей при входе с $\alpha = 50^\circ$ и различными скоростями бокового маневра при малых углах атаки.

На рис. 108 показаны две схемы орбитального самолета с дельтовидным несущим крылом. Первая схема со средним аэродинамическим качеством $K \approx 2$ обеспечивает предельную боковую дальность 2780 км. Вторая схема с $K \approx 3$ предпочтительнее, так как при обычном входе обеспечивает боковую дальность 6500 км, которую можно уменьшить до 2780 км, применяя боковой маневр с переменным углом атаки. При этом удельные тепловые потоки получаются меньше, чем у орбитального самолета обычной схемы с прямым крылом.

Вторая схема, как полагают, также устойчива и управляема во всем диапазоне углов атаки и на всех рассматриваемых режимах полета, включая области трансзвукового полета и посадку. Объем фюзеляжа при этой схеме является достаточным для размещения полезной нагрузки и топлива. Управление по тангажу

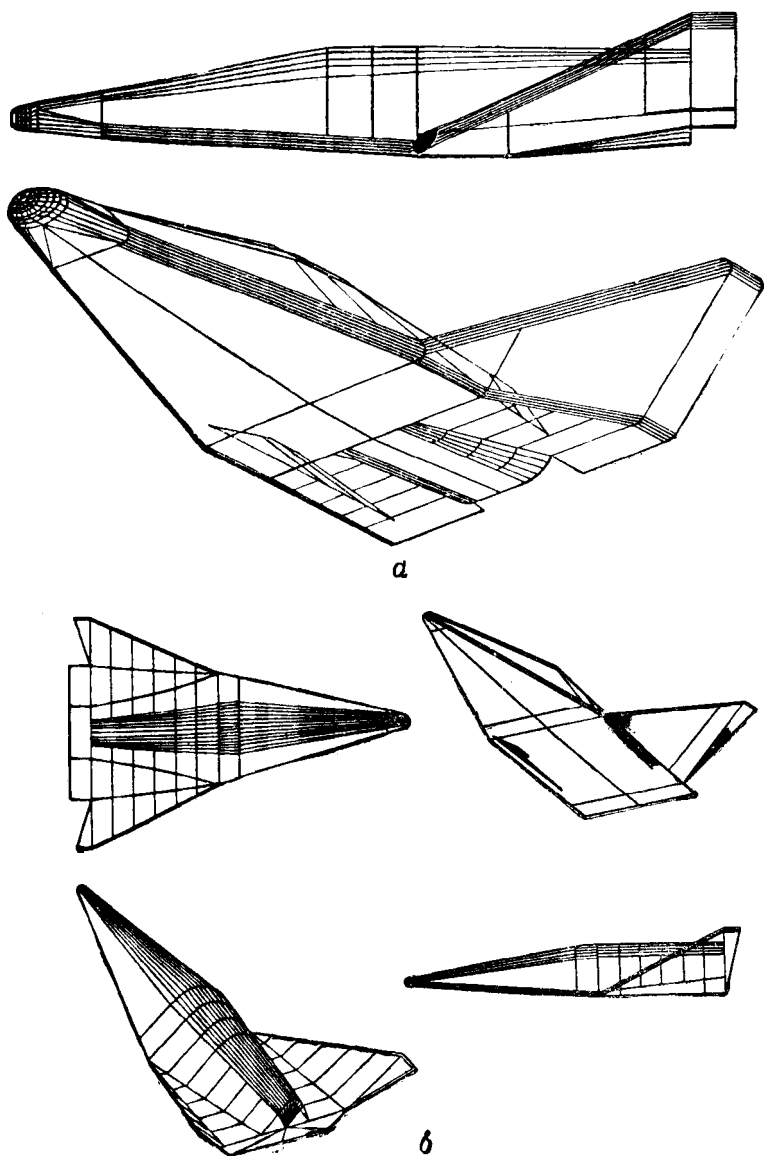


Рис. 108. Схема орбитального самолета с дельтовидным крылом:
 $a - K=2$; $b - K=3$

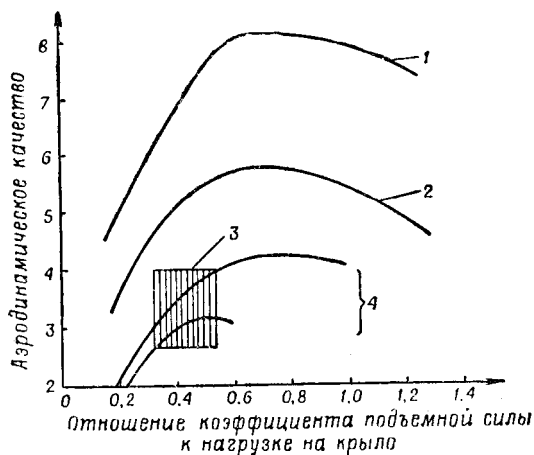


Рис. 109. Посадочные характеристики орбитального самолета (ОС):

1 — ОС с прямым крылом; 2 — ОС с дельтовидным крылом; 3 — приемлемые посадочные характеристики; 4 — существующие летательные аппараты с несущим корпусом

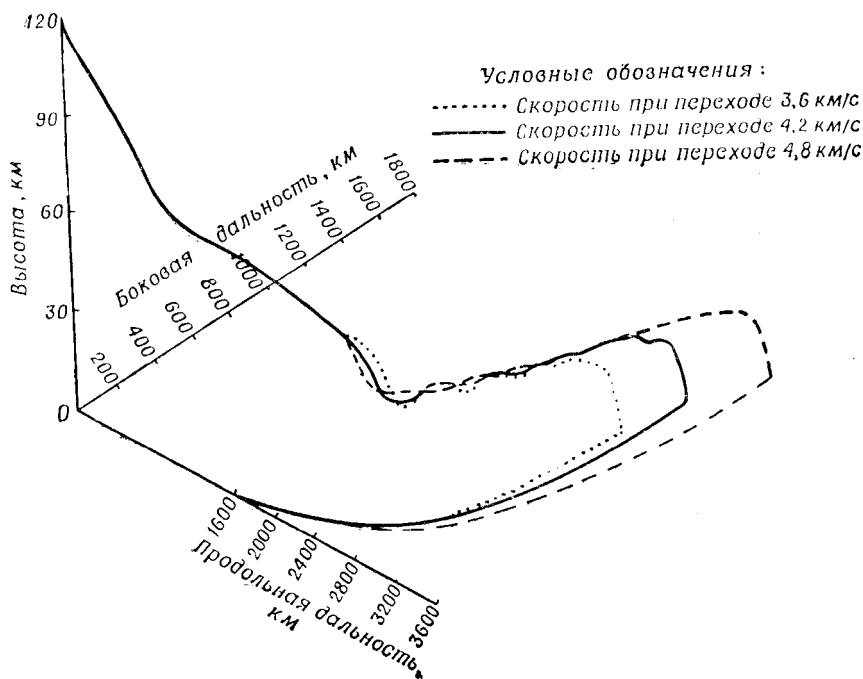


Рис. 110. Дальность полета орбитального самолета с углом входа $\alpha=50^\circ$

при полете с гиперзвуковой скоростью осуществляется с помощью концевых щитков. При $M = 3$ управление по тангажу производится с помощью верхних щитков, нижние остаются в зафиксированном положении. При переходе на трансзвуковые и дозвуковые скорости верхние рули остаются эффективными. Направление по крену и частично по тангажу обеспечивается концевыми рулями крыльев.

При увеличении угла атаки температура обшивки дельтовидного крыла растет медленнее, чем прямого крыла. Поэтому схема с дельтовидным несущим корпусом имеет более равномерное распределение температур, при этом зон интерференции не наблюдается. Схема с прямым крылом имеет зоны высоких температур при $\alpha = 40^\circ$ и $\alpha = 60^\circ$, а зоны интерференции — при $\alpha = 40^\circ$.

В составе «горячей» несущей конструкции предполагают использовать высокотемпературные огнеупорные сплавы, а теплоизолированные баки с криогенным топливом не должны быть несущими. Предполагается также, что дельтовидный орбитальный самолет будет иметь титановую «горячую» конструкцию с ограничением по температуре до 315°C . Указывается, что наземные и летные испытания, а также многочисленные исследования, проводимые в течение последних 15 лет, выявили высокую степень надежности дельтовидной схемы орбитального самолета, однако вопросы теплозащиты остаются нерешенными. От их решения в значительной степени и зависит успех всех программ. В частности, оценивается возможность применения неметаллических материалов, которые представляются перспективными как по весовой отдаче, так и по стоимости. Поскольку теплозащита имеет большие площади, то даже небольшое уменьшение массы теплозащиты (на $0,5—1,0\text{ кг/м}^2$) в целом дает значительную экономию массы орбитального самолета. Исследования неметаллов ведутся для теплозащитных систем, использующих абляцию, и для пассивной теплозащиты. Основная цель программ разработки абляционных материалов — уменьшение их стоимости, так как надежность их применения, как полагают, была проверена при выполнении программы «Аполлон». Уменьшение стоимости представляется особо важным, поскольку абляционные материалы предназначены для однократного использования.

Одним из недостатков неметаллов является их высокая пористость, обусловленная необходимостью уменьшения объемной массы. Вследствие пористости они обладают высокой адсорбцией влаги и чувствительны в полете к эрозии. Для улучшения свойств и увеличения излучательной способности неметаллов применяются специальные покрытия. В общем случае система теплозащиты из неметаллов представляет собой изоляционный слой, нанесенный на наружную поверхность орбитального самолета. Преимущество такой системы теплозащиты заключается в отсутствии дополнительной внутренней изоляции, необходимой в случае применения металлических экранов.

Продолжается также разработка металлических материалов для систем теплозащиты на основе твердых сплавов, способных выдержать температуру $980-1100^{\circ}\text{C}$, и специального сплава с покрытием из ниобия для более высоких температур. Ожидаемые температуры для стартовых и орбитальных ступеней космических аппаратов многократного действия приведены на рис. 111.

Ведутся исследования и неметаллических материалов типа керамики на основе кремнезема, муллита (алюминий, окись кремния) и комбинаций волокон циркония с этими материалами. С добавлением циркония повышается температура применения мате-

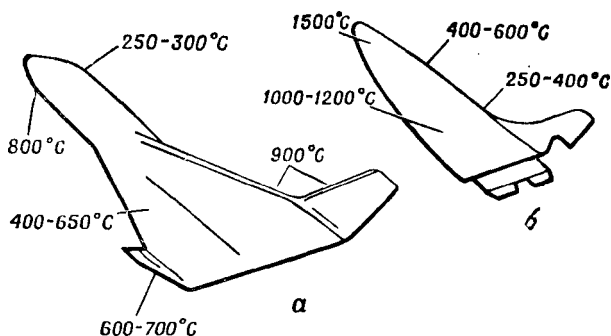


Рис. 111. Ожидаемые температуры для ступеней космических аппаратов:

а — стартовая ступень; б — орбитальная ступень

риала, но увеличиваются его масса и стоимость. Полагают, что материалы, разработанные на основе кремнезема и муллита, способны длительно работать при температуре 1100°C и кратковременно при температуре 1650°C , а на основе циркония — длительно при температуре выше 1650°C . Эти материалы предполагается использовать на всей поверхности орбитального самолета, хотя их температурные свойства выше, чем это необходимо для большей части поверхности.

Зарубежные специалисты считают, что использование неметаллических материалов в конструкции орбитальных самолетов с малой боковой дальностью полета позволит снизить массу системы теплозащиты на $3627-4535$ кг по сравнению с массой системы, в которой применяется металлический радиационный экран.

При использовании неметаллических материалов не возникает проблем, связанных с тепловым расширением, особенно при температурах выше 1100°C (высокий коэффициент расширения металлов требует разработки специальных узлов, обеспечивающих расширение конструкции при нагреве и предотвращающих вспучивание тонких обшивок). Таким образом, проводятся широкие исследования как металлических, так и неметаллических материалов и систем для оценки их теплозащитных свойств в орбитальных самолетах.

Выбор материала для системы теплозащиты производят с учетом стоимости, которая в некоторой степени зависит от геометрии орбитального самолета и величины боковой дальности (с увеличением боковой дальности масса теплозащиты, как известно, увеличивается). Неметаллы по сравнению со сплавами на основе никеля имеют большие потенциальные возможности для снижения стоимости. Выбор величины дальности и связанной с ней геометрии самолета (малая боковая дальность — крыло прямое, большая боковая дальность — крыло дельтовидное) окончательно, видимо, еще не сделан, однако некоторые специалисты считают, что предпочтение будет отдано орбитальным самолетам с большой боковой дальностью, обеспечивающей приземление в более широких пределах.

В иностранной печати имелось сообщение о том, что в начале 70-х годов НАСА заключило с американскими фирмами контракты на проведение работ, связанных с созданием космического двух-ступенчатого транспортного корабля для рейсов между Землей и геоцентрическими орбитами. В ходе предварительного конкурса несколько фирм представляли проекты таких кораблей.

На рис. 112 показаны два проекта. Оба они предусматривают использование одинаковых по конфигурации первых и разных вторых ступеней. В одном случае (рис. 112, а) вторая ступень имеет стреловидное крыло, обеспечивающее более широкое маневрирование в боковом направлении на атмосферном участке спуска, и скошенные стабилизаторы, установленные под углом 15° к вертикали; угол атаки этой ступени при входе в атмосферу составляет 55° , после входа в атмосферу 20° . В другом случае (рис. 112, б) вторая ступень имеет прямое крыло, обеспечивающее лишь ограниченное маневрирование в боковом направлении.

На рис. 112, в показана вторая ступень корабля со складывающимся крылом, а на рис. 112, г — вторая ступень корабля, она оснащена одиннадцатью ЖРД, расположенными в три горизонтальных ряда по 2, 4 и 5 двигателей. Помимо ЖРД на этой ступени имеются восемь ВРД для доставки отделившейся ступени в район посадки. Прямое крыло на второй ступени дает возможность маневрировать в боковом направлении в пределах ± 300 км. На рис. 112, д показан проект аппарата фирмы «Грумман».

Предполагалось провести наземные испытания для проверки правильности инженерных решений, положенных в основу выбранных конструкций корабля и его теплозащиты. Аэродинамические и тепловые характеристики, устойчивость и управляемость транспортного корабля будут определяться на моделях в аэродинамических трубах.

Летные испытания транспортного корабля предусматривается проводить в три этапа в соответствии с методикой, принятой при разработке самолетов. На первом этапе планируется осуществить автономные испытания ступеней на дозвуковых скоростях с использованием ВРД, обеспечивающих горизонтальный полет. Возможно, на этом этапе будут также проведены автономные

испытания ступеней на сверхзвуковой скорости полета с использованием ЖРД. На втором этапе предусматриваются автономные испытания ступеней с использованием как ВРД, так и ЖРД. На третьем этапе должны начаться испытания обеих ступеней в сборе: сначала суборбитальные полеты, а затем полеты с выводом второй ступени на орбиту.

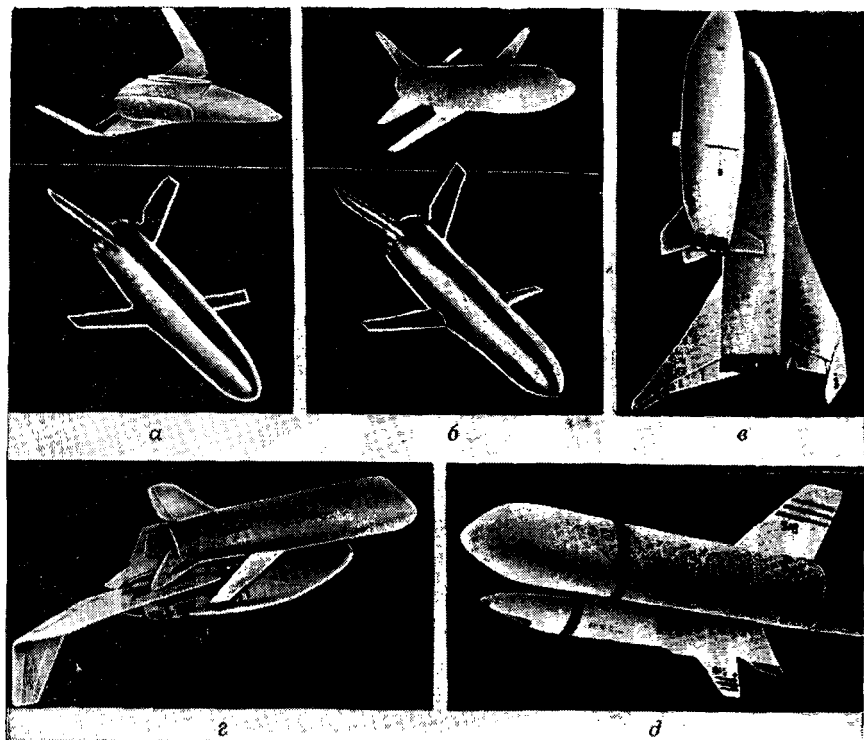


Рис. 112. Проекты двухступенчатых транспортных кораблей

В заключение можно сказать, что создаваемый НАСА космический летательный аппарат многоцелевого применения класса «Земля — орбита» прошел сложную эволюцию (рис. 113). По одному из последних проектов аппарат должен доставить полезную нагрузку 29,5 т на околоземную орбиту высотой 180 км с наклоном 28° , а при возвращении на Землю — полезную нагрузку 11,3 т. Аппарат должен запускаться вертикально вверх, как ракета, а приземляться по-самолетному с посадочной скоростью примерно 300 км/ч, причем при снижении с высоты 45 км до высоты 15 км обеспечивается боковая дальность 2000 км. Аппарат должен состоять из первой ступени (два многосекционных твердотопливных блока), сбрасываемого топливного бака и второй ступени.

Предположительная стоимость одного пуска должна составить 10 млн. долл. Возвращаемая вторая ступень должна обеспечить 500 космических полетов со сроком службы 10 лет. По конфигурации вторая ступень похожа на самолет, в котором используется крыло с двойной стреловидностью. Сухая масса второй ступени 68 т. Внешняя теплозащитная система защищает поверхность

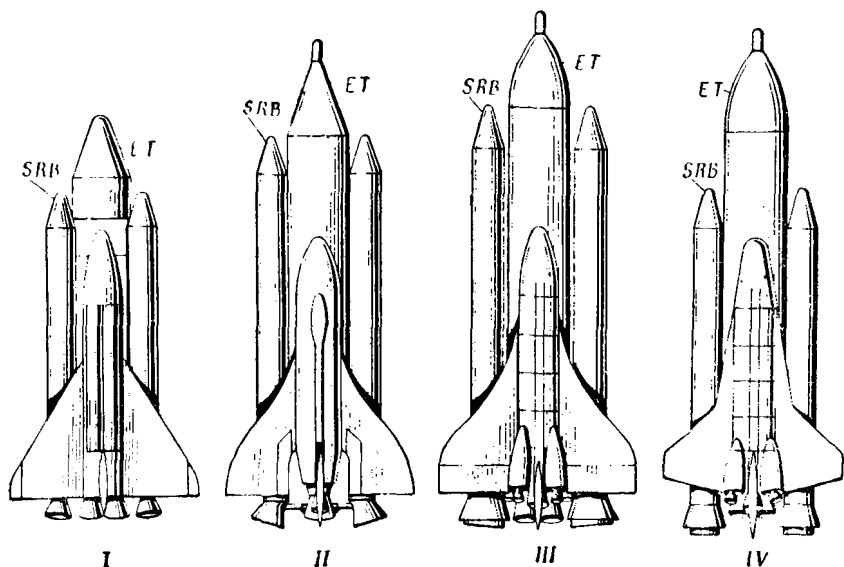


Рис. 113. Эволюция проекта космического летательного аппарата многократного использования в течение 1972—1973 гг.:

I — предложен в марте 1972 г.; *II* — предложен в мае 1972 г.; *III* — предложен в ноябре 1972 г.; *IV* — предложен в январе 1973 г.; *SRB* — твердотопливный блок; *ET* — сбрасываемый топливный бак

второй ступени от аэродинамического нагрева на участке выведения и при входе в атмосферу. Основной экипаж состоит из четырех человек, а система жизнеобеспечения рассчитана на 7-дневный полет. Кроме того, система жизнеобеспечения может обеспечить 30-дневное пребывание экипажа на околоземной орбите основного экипажа и дополнительно пяти человек за счет уменьшения расчетной полезной нагрузки. Основная двигательная установка второй ступени будет состоять из трех водородно-кислородных ЖРД, каждый из которых развивает тягу 213 тс. 680 т жидкого водорода и кислорода для ЖРД основной двигательной установки второй ступени хранится в сбрасываемом топливном баке. Основная двигательная установка второй ступени должна запускаться параллельно с твердотопливными блоками первой ступени. На этапе выведения аэродинамические поверхности второй ступени, за исключением руля направления, не будут использоваться. На высоте 37,5 км твердотопливные блоки массой 54 т будут отделяться от топливного бака, тормозиться и спускаться на парашютах в 360 км

от пусковой площадки. Работу по созданию КЛАМИ (космический летательный аппарат многократного использования) предполагается проводить в четыре этапа. Начать эксплуатацию этого аппарата предполагается с 1979 г.

Рассматривая многочисленные проекты транспортного корабля класса «Земля — орбита», рассчитанного на многократное использование, заметим, что в январе 1973 г. американский Институт авиации и космонавтики опубликовал доклад, в котором обосновывается целесообразность создания космической транспортной системы. В выводах доклада сказано, что от создания транспортного корабля зависит судьба космической программы США и что решение этой задачи технически возможно и не связано с неоправданным риском. В выводах приводятся многочисленные задачи, которые может решать такая система в народнохозяйственных, научных и военных целях, и говорится, что создание транспортного корабля многократного использования позволит положить конец дискуссии о том, следует ли отдавать предпочтение пилотируемым и автоматическим космическим объектам. Такой корабль обеспечит оптимальное сочетание пилотируемых и автоматических систем, но в США имеются противники создания такой системы. Одним из них является председатель сенатской подкомиссии по контролю ассигнований на космос, который считает, что создание транспортного корабля в настоящее время не является необходимостью, а потребные для этого ассигнования целесообразно израсходовать на создание других космических объектов. Однако в США в 1972 г. были завершены летные испытания автоматической системы обеспечения посадки второй ступени транспортного корабля при выключенных воздушно-реактивных двигателях. Испытания проводились с применением специально оборудованного реактивного самолета, и, как указывается в иностранной печати, в ходе испытаний доказана возможность автоматической и ручной посадки второй ступени с использованием существующих наземных навигационных средств. Составлены даже примерный график запусков транспортных кораблей в период 1978 — 1988 гг. с двух стартовых комплексов и смета потребных ассигнований на 1975 — 1978 финансовые годы. На 1974 финансовый год рекомендовано ассигновать на транспортный корабль 475 — 500 млн. долл. Согласно смете, представленной НАСА, затраты на эксплуатацию транспортных кораблей в 1979 — 1990 гг. составят 34 670 млн. долл. Эти корабли должны совершить в указанный период 581 полет (в среднем один полет в неделю). Ожидают также, что средняя масса полезной нагрузки транспортного корабля будет составлять $\approx 15,4$ т (максимальная масса 29,5 т), т. е. затраты в расчете на 1 кг полезной нагрузки составят ≈ 700 долл., а для сравнения укажем, что при использовании ракет-носителей эта величина достигает ≈ 2000 долл. Величина бокового маневрирования такого рода системы должна составлять ± 2000 км при входе в атмосферу, что также является преимуществом по сравне-

нию с существующими системами. Общие затраты на разработку транспортного космического корабля определяются суммой 5150 млн. долл. (в ценах 1971 г.), однако, как указывается в американской печати, они могут быть и будут превышены на 30—50%.

ПОЛЕТЫ К ДРУГИМ ПЛАНЕТАМ

Об экспедиции на Марс в иностранной печати сообщалось примерно следующее. В области исследования Луны русские и американцы идут разными путями. Особенно наглядно это было продемонстрировано, когда на Землю возвратились советские станции «Луна-16» и «Луна-20» с образцами лунных пород. Осуществили свое успешное путешествие по Луне управляемые с Земли луноходы. Правильность подхода русских к вопросу исследования Луны представляется несомненной. Можно с уверенностью сказать, что советские ученые будут и дальше развивать свои успехи в области исследования планет с помощью непилотируемых аппаратов и в недалеком будущем постараются собрать и доставить на Землю образцы с Марса — пожалуй, единственной планеты в Солнечной системе, где возможна жизнь.

Соединенные Штаты Америки намереваются начать интенсивные поиски доказательств существования жизни на Марсе. Посадка на Марс автоматической биохимической лаборатории планируется на 1975 г. Эта лаборатория должна провести серию экспериментов, с помощью которых можно обнаружить существование любых марсианских микробов, если их биохимия не намного отличается от биохимии земных существ. Лаборатория также должна провести поиски аминокислот — основы всего живого на Земле.

Советскую программу и некоторые американские эксперименты можно назвать дистанционно управляемыми исследованиями космоса.

Однако, несмотря на все достоинства дистанционного управления, у него есть и недостатки. Прежде всего следует отметить, что научные наблюдения — дело чрезвычайно сложное. Советский и американский подход к решению проблемы плодотворен, но поиски жизни на Марсе с помощью автоматов на данном этапе могут закончиться неудачно, если живые организмы там встречаются редко или их биохимия полностью отличается от биохимии земной жизни. Не исключено также, что в настоящее время жизни на Марсе вообще нет, но она процветала в ранние периоды существования этой планеты.

Находка ископаемых остатков жизни была бы равносильна открытию самой жизни, ибо также подтверждала бы возможность существования живых существ на планетах других звездных систем. Но, видимо, непилотируемая автоматическая станция не сможет найти окаменелость, тем более окаменелость, чуждую земной жизненной форме. Могут быть предложения об оборудовании автоматической лаборатории телевизионными камерами с высо-

кой разрешающей способностью, сравнимой с человеческим глазом. Затем можно добавить колеса и двигатель и пустить такой аппарат-автомат странствовать по поверхности Марса, повинаясь командам с Земли. Он будет искать возможные районы скопления остатков древней марсианской жизни и передавать телевизионные изображения земным наблюдателям для анализа.

Можно представить себе программу работы подобного мобильного исследователя Марса. Вначале он будет выполнять функцию наблюдателя. Его телевизионные камеры начнут обозревать окружающий ландшафт, передавая на Землю сотни изображений. Затем, когда результаты наблюдений с более близкого расстояния будут проанализированы, ему будет подана команда выделить на каждом из участков небольшую группу объектов, которые, по мнению ученых, надо будет изучать в деталях. Автомат подойдет к каждой такой группе с целью выявления ископаемых остатков жизни и проведения анализов на биологическую активность. Если результаты исследования покажутся интересными, будет взят образец для последующей отправки на Землю.

Однако продвигаться по поверхности Марса автомат будет невероятно медленно. Прежде всего передача на Землю телевизионного изображения, сравнимого по качеству с изображением на сетчатке человеческого глаза, займет не менее 20 мин, а передача полного панорамного вида окружающей местности будет продолжаться около недели. Каждая серия изображений потенциально интересных участков также потребует для передачи по крайней мере недели, а в случае какого-либо важного открытия передача изображения деталей займет еще больше времени. При таких темпах исследование достаточно значительного района вокруг места посадки может растянуться на годы.

Время исследования еще более увеличится из-за трудности управления подвижным автоматом на расстоянии 56 млн. миль или более. Автоматический исследователь Марса, вероятно, будет останавливаться через каждые несколько метров для передачи изображения участков на пути, по которому он следует. Спустя несколько минут, приняв следующую команду, он продвинется еще на несколько метров и т. д. Тем не менее темпы исследования можно увеличить, если удастся научить передвижной аппарат анализировать свои находки на месте. Для этой цели в ЭВМ автомата перед отправкой на Марс необходимо заложить информацию относительно ожидаемых свойств марсианской жизни или ее остатков.

Формы жизни часто отличаются от мертвой материи организованным характером своей структуры, подтверждением чему могут служить, например, годовичные кольца деревьев на Земле. Древнейшие из обнаруженных пока форм земной жизни — окаменелые остатки водорослей — другой пример. Правда, иногда кристаллы горных пород также можно было бы принять за проявление жизни, имея в виду их правильное строение, но это скорее исключение, чем правило.

В настоящее время разработано немало программ для ЭВМ, задачей которых являются поиски закономерностей даже там, где их характер далеко не ясен. Разработка и ввод такой программы в предлагаемый космический аппарат, как полагают, не представит больших трудностей. В этом случае, обнаружив предмет с правильной геометрической формой, автомат может сделать вполне логический вывод о том, что данный предмет заслуживает детального изучения. Автомат следует научить также реагировать на резкие изменения интенсивности цвета при обзоре ближайшей скалы с помощью телевизионного «глаза».

Существуют программы, в соответствии с которыми ЭВМ определяют изменения изучаемых свойств предмета. Подобные программы также легко ввести в память автомата перед отправкой его на Марс. После того как автомат по отдельным признакам обнаружит нечто похожее на жизнь, он начнет действовать согласно программе, заложенной в его запоминающее устройство.

Таковы вкратце предположения, которые опубликованы в иностранной печати и осуществление которых должно облегчить изучение планеты Марс.

Марс — одна из ближайших планет к Земле. Древние люди видели в «Красной планете» зловещее предзнаменование грядущих бедствий. Они и назвали ее Марсом по имени бога войны (греческая мифология). Позднее астрономы установили, что Марс вращается вокруг Солнца на расстоянии, равном в среднем 228 млн. км. Марсианский год по продолжительности почти в два раза превышает земной и равен 687 суткам. Взаимное расположение Земли и Марса непрерывно изменяется. Периодически через каждые 2 года и 50 дней Земля и Марс оказываются друг против друга и находятся по одну сторону от Солнца. Это положение планет называется противостоянием. Моменты, когда Марс наиболее близко подходит к Земле, повторяются через 15 или 17 лет и бывают в августе или сентябре. Орбита Марса эллиптическая. Когда он находится вблизи перигелия, расстояние между ним и Землей составляет 56 млн. км. По размерам Марс в два раза меньше Земли. Ускорение силы тяжести на нем в 2,5 раза меньше земного. Из-за слабого притяжения Марс не смог при своем образовании удержать плотную атмосферу. Как и Земля, Марс медленно вращается вокруг своей оси. За сутки (24,5 ч) он делает полный оборот. Времена года на Марсе похожи на земные с той лишь разницей, что каждый сезон длится вдвое дольше, чем на Земле. В самом жарком месте планеты — на экваторе летом в полдень обычно бывает 20 градусов тепла, а в зонах полярного дня температура воздуха в течение полугода держится несколько выше нуля. Но даже в районе экватора летом в ночное время температура падает до 100 градусов мороза. Причина такого быстрого охлаждения — малая плотность атмосферы, которая не способна удержать собственное тепло.

В конце прошлого столетия впервые были обнаружены значительные «каналы» Марса, а затем было высказано мнение о высо-

коразвитой цивилизации марсиан, якобы соорудивших сложную оросительную систему для обводнения засушливых районов.

Радиоастрономические, радиолокационные и инфракрасные исследования позволили определить тепловые, электрические и механические свойства вещества, из которого состоит планета Марс, и его тепловой режим.

Первой космической станцией, запущенной к Марсу в 1962 г., была советская станция «Марс-1». В 1965 г. американский космический аппарат «Маринер-4» сфотографировал поверхность Марса с расстояния около 12000 км. В сентябре 1969 г. аппараты «Маринер-6» и «Маринер-7», совершая пролет около Марса (на расстоянии примерно 3200 км от его поверхности), сфотографировали планету при достаточно высоком разрешении — $1/3$ км. В последующем ученые выяснили, что Марс не похож ни на Землю, ни на Луну. В 1971 г. был произведен запуск КА «Маринер-9», который продолжил изучение планеты. 19 мая 1971 г. была выведена на орбиту советская автоматическая станция «Марс-2», которая, преодолев примерно 470 млн. км, 27 ноября 1971 г. вышла на орбиту искусственного спутника Марса. 192 дня продолжался этот полет. Отделившись от станции, капсула доставила на поверхность Марса вымпел с изображением Герба Советского Союза. В настоящее время вокруг Марса вращаются уже три искусственных спутника: американский аппарат «Маринер-9» и советские станции «Марс-2» и «Марс-3». При этом с аппарата «Марс-3» на планету была сброшена на парашюте подстанция. В июле — августе 1973 г. в Советском Союзе были запущены четыре автоматические межпланетные станции в направлении Марса: «Марс-4», «Марс-5», «Марс-6», «Марс-7».

Марс имеет свою специфическую характеристику поверхности. Космические аппараты позволили изучить атмосферу планеты методом радиопросвечивания. Научные приборы показали, что она состоит в основном из углекислого газа. Примеси кислорода малы, а воды на планете практически нет. Как известно, атмосфера Земли состоит в основном из азота, и он является спутником жизни на Земле. В атмосфере Марса не обнаружено даже следов азота, хотя это, естественно, не является подтверждением отсутствия там признаков жизни. Очень низким оказалось атмосферное давление — примерно в 100—200 раз меньше, чем на Земле.

Успешное развитие космонавтики позволяет надеяться, что уже в ближайшие годы будут раскрыты многие загадки Марса. Самым ранним сроком посадки пилотируемого космического корабля на Марс считается 1986 г. Вся операция займет 680 суток, из которых 80 суток космонавты проведут в окрестностях Марса. Имеется несколько схем полета и вариантов организации этой межпланетной экспедиции (рис. 114 и 115). Одна из них рассматривает возможность использования ракеты-носителя «Сатурн-5» и термохимической силовой установки для межпланетного космического корабля (КК). Такой корабль без заправки топли-

вом и спецжидкостями должен иметь массу в пределах 28—40 т. Для всех двигательных установок корабля применяют в качестве топлива водород и жидкий кислород. Для полета по одной из воз-

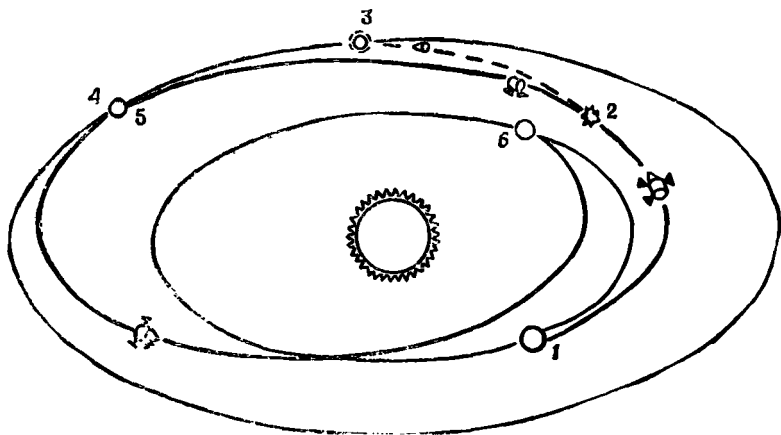


Рис. 114. Схема пролета планеты с отделением исследовательского отсека:

1 — отправление от Земли; 2 — отделение исследовательского отсека; 3 — выход отсека в окрестность планеты; 4 — пролет планеты основным КК; 5 — встреча исследовательского отсека с основным КК; 6 — возвращение к Земле

можных траекторий требуемая стартовая масса КК на начальной геоцентрической орбите может составлять 135—180 т, а продолжительность полета — около двух лет. При этом скорости пролета довольно велики, что сильно затруднит осуществление мягкой по-

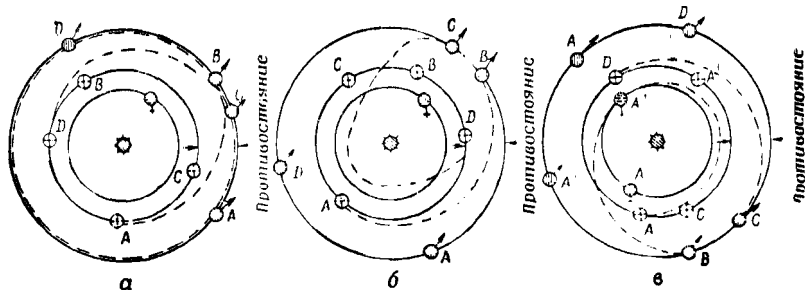


Рис. 115. Возможные схемы полета к Марсу:

а — полет с длительным пребыванием у Марса; б — полет с кратковременным пребыванием у Марса; в — полет с пертурбационным маневром у Венеры на трассе Земля — Марс; А — положение в момент старта корабля с геоцентрической орбиты; А' — положение в момент пертурбационного маневра у Венеры; В — положение в момент прибытия корабля к Марсу; С — положение в момент убывания корабля от Марса; D — положение в момент возвращения корабля к Земле

садки и последующее возвращение зонда, который предполагается запустить с борта КК согласно планам НАСА. Полеты по другой траектории соответствуют продолжительности полутора лет, возможны и полеты по траектории, выполняемые за один год, но

стартовая масса КК при этом будет превышать 400 т. Указывается, что в настоящее время ракета-носитель «Сатурн-5» может вывести на геоцентрическую орбиту малой высоты полезную нагрузку массой от 93,5 до 110 т в зависимости от наклона орбиты. При использовании на двух ступенях этой ракеты двигателей с высоким давлением в камере сгорания масса полезной на-

грузки может быть увеличена до 145 т, при использовании модифицированных двигателей масса полезной нагрузки может быть увеличена до 150—173 т.

На основании анализа массы нескольких вариантов транспортной системы было установлено, что лучше всего делить весь КК на два основных блока: блок отправления от Земли и межпланетный блок. Блок отправления от Земли может представлять собой полезную нагрузку для второй ракеты-носителя «Сатурн-5». Весь КК предполагается доставлять на начальную геоцентрическую орбиту в виде двух готовых блоков двумя ракетами-носителями с последующей встречей и стыковкой этих блоков. На рис. 116 изображен КК, предназначенный для активного пролета Марса с отделением исследовательского отсека. На том же рисунке показан блок отправления от Земли, соединенный с КК, который готов к старту. Командный и служебный отсеки во время запуска могут быть придвинуты к центральной части кон-

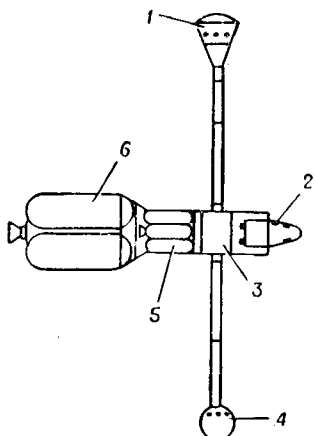


Рис. 116. Схема базового космического корабля:

1 — командный отсек (спускаемый аппарат); 2 — исследовательский отсек; 3 — убежище для экипажа на случай солнечной вспышки; 4 — служебный отсек; 5 — двигательная установка, обеспечивающая активный пролет; 6 — двигательный блок отправления от Земли

струкции, что позволит уменьшить действие перегрузок на соединительные элементы при выведении. Во время выведения КК на начальную орбиту экипаж находится в командном отсеке, который располагается непосредственно под стартовой системой спасения. Соединительные элементы сложены и закрыты главным обтекателем. После выведения обтекатель сбрасывается, и соединительные элементы разворачиваются в необходимое положение. После проверки систем КК осуществляет встречу с блоком отправления, который стабилизируется по команде с борта КК. Затем в автоматическом режиме производится причаливание и стыковка КК с блоком отправления, после чего корабль готов к старту.

В дальнейшем было выяснено, что принцип пролета около планеты с отделением исследовательского отсека позволяет значительно уменьшить стартовую массу КК, так как околопланетные операции в этом случае осуществляются аппаратом минимальной массы, в то время как основной блок КК продолжает движение по траектории пролета. Применение указанного принципа совместно с использованием эллиптических орбит ожидания относи-

тельно планеты назначения дает возможность настолько уменьшить стартовую массу межпланетного корабля, предназначенного для полетов на Марс, что выводить КК на начальную геоцентрическую орбиту можно будет с помощью существующих или модифицированных ракет-носителей «Сатурн-5».

Космический корабль, состоящий из двух самостоятельных блоков: разгонного блока для отправления от Земли и собственного межпланетного КК, имеет оптимальную конструкцию. Каждый из этих блоков может выводиться, как указывалось, на исходную орбиту отдельной ракетой-носителем. После осуществления встречи и стыковки указанные блоки образуют готовый КК, для которого не потребуются производить сложные операции, связанные с орбитальной сборкой и проверкой большого числа элементов оборудования. Считают, что реализация межпланетных экспедиций вполне возможна уже в ближайшие годы с использованием существующих топлив, двигателей ракет-носителей и технологических методов.

Совершенно естественно, что организация экспедиций с ожиданием в окрестностях планеты потребует применения космического корабля с большей стартовой массой, чем в случае пролета около планеты. А это приводит к мысли о неприменимости термодвигательных установок для таких КК. Предполагают, что в этом случае будут использованы ядерные двигатели. При ожидании на планетоцентрической орбите в течение 10 суток и выходе космического корабля на круговые орбиты ожидания относительно планеты требуемая стартовая масса КК для полета на Марс составит от 900 до 2700 т. Таким образом, в данном случае помимо явной необходимости использования ЯРД вследствие большой стартовой массы возникают еще трудности, связанные с планированием космической программы на все последующие годы, так как разброс требуемых стартовых масс КК для полетов на Марс очень велик. Однако если выводить КК на эллиптические орбиты ожидания относительно планет назначения, то можно заметно уменьшить требуемую характеристическую скорость или стартовую массу.

Как указывалось, уменьшение стартовой массы КК становится возможным, если воспользоваться схемой пролета около планеты с отделением исследовательского отсека; для этой схемы основной траекторией (т. е. траекторией основного КК) служит траектория пролета с возвращением на Землю. Перед припланетным участком от КК отделится исследовательский отсек, который обгонит основной КК, выйдет на планетоцентрическую орбиту и проведет научные исследования. В конце заданного интервала ожидания мимо планеты пролетит основной КК, следующий по опорной прелетной орбите. Исследовательский отсек сходит с орбиты ожидания и осуществляет встречу на гиперболических скоростях (относительно планеты назначения) с основным КК, возвращающимся к Земле. Поскольку околопланетные операции проводит только исследова-

тельский отсек, общая стартовая масса КК на начальной геосинхронной орбите значительно уменьшается.

Применение схемы пролета планеты с отделением исследовательского отсека в комбинации с активным пролетом позволит уменьшить стартовую массу для полетов к Марсу до 450 т в неблагоприятные годы запуска и до 240 т в благоприятные годы запуска. Следовательно, для доставки на начальные орбиты КК некоторых экспедиций к Марсу достаточно двух ракет-носителей «Сатурн-5» (особенно при соответствующей их модификации).

В США разрабатывается специальная система «Викинг» для осуществления посадки космического корабля на поверхность Марса с целью обнаружения на нем возможных форм жизни. Полет на Марс должен продолжаться 305—360 суток.

Космический корабль будет состоять из орбитального и посадочного блоков, которые вместе будут выведены на орбиту вокруг Марса. Корректировка траектории полета корабля должна осуществляться с помощью двигательной установки орбитального блока. Орбитальный блок обеспечивает также электропитание КК (солнечные батареи). Во время нахождения на орбите корабль с помощью двух телевизионных камер должен проводить исследование поверхности планеты Марс, а с помощью инфракрасного спектрометра и радиометра получать данные о температуре и содержании водяных паров. Эта информация будет передаваться на Землю, где она будет использована для составления карт поверхности Марса. На орбитальном блоке будет также установлена аппаратура для исследования структуры атмосферы планеты и аппаратура для траекторных измерений.

Минимальное время существования орбитального блока после выхода на орбиту вокруг Марса — предположительно 140 суток. Информация, полученная с орбитального блока, должна быть частично использована для переоценки намеченных посадочных площадок и выбора новых площадок. Перед отделением от орбитального блока с посадочного блока сбросится кожух, который обеспечивал его биологическую изоляцию. Снижение этого блока будет начато с высоты 244 000 м. На высоте 6100 м будет сброшен теплозащитный экран и раскрыт тормозной парашют. На высоте 1586 м начнет работать тормозной двигатель. Ориентацию корабля должна обеспечивать инерциальная навигационная система, которая будет работать совместно с широкополосным радиолокационным высотомером и многолучевым доплеровским радиолокатором. Предполагают, что марсианские ветры могут осложнить посадку, поэтому на высоте 3 м от поверхности планеты тормозные двигатели должны выключиться. С этой высоты посадочный блок будет совершать свободное падение и мягко опускаться на посадочную площадку. Во время снижения блока масс-спектрометр будет измерять состав и структуру атмосферы. Одновременно будут измеряться давление, температура и плотность атмосферы. Данные о всех измерениях должны передаваться на орбитальный блок, откуда они будут ретранслироваться на Землю.

После посадки на поверхность планеты связь с Землей должна осуществляться или через орбитальный блок с помощью антенной системы, работающей в УКВ диапазоне, или непосредственно через посадочный блок, работающий 2-4 ч в сутки. Одной из важных частей посадочного блока станет ЭВМ, которая будет использоваться для управления посадкой на поверхность планеты, а также для контроля за работой всей аппаратуры посадочного блока.

Во время 90-суточного пребывания посадочного блока на планете будут производиться биологические, молекулярные, оптические, метеорологические и сейсмологические исследования, а также изучаться магнитные и физические свойства планеты.

В марте 1972 г. в США был запущен беспилотный космический аппарат «Пионер-10», предназначенный для исследования Юпитера с пролетной траектории. Протяженность трассы полета аппарата до Юпитера составляет примерно 1 млрд. км. Ракета-носитель сообщила аппарату расчетную скорость 13,8 км/с — самую большую скорость для аппаратов, запускаемых с Земли в настоящее время. Для электропитания используются радиоизотопные установки. Спустя 15 мин после запуска аппарат отделился от последней ступени ракеты-носителя. Для стабилизации он был закручен. Согласно расчетам в июле 1972 г. аппарат «Пионер-10» вошел в пояс астероидов, находящийся между орбитами Марса и Юпитера. Протяженность этого пояса 280 млн. км. На минимальном расстоянии от Юпитера, составляющем около 14 000 км, аппарат прошел 2 декабря 1973 г. Через 11—12 лет после запуска аппарат должен выйти за пределы Солнечной системы. Связь с аппаратом надеются поддерживать в течение 5—6 лет — до того времени, когда он удалится от Земли на расстояние 2,4 млрд. км, т. е. окажется между орбитами Сатурна и Урана.

На борту космического аппарата «Пионер-10» установлен телескоп-счетчик, который предназначен для изучения радиации в верхних слоях магнитосферы Юпитера. В результате полета должна быть получена информация о протяженности радиационных поясов Юпитера и о том, чем они отличаются от земных радиационных поясов.

В связи с тем что аппарат, выйдя за пределы Солнечной системы, может попасть к разумным существам внеземной цивилизации, на нем установлена алюминиевая пластинка с рисунком, который должен дать представление о существах, запустивших его, а также о месте их обитания во Вселенной, т. е. о Солнечной системе. На табличке изображены мужчина и женщина, причем у мужчины поднята правая рука в приветственном жесте. Изображена схема атома водорода, а также Солнце среди нескольких пульсаров в том положении, какое оно занимало в момент запуска аппарата «Пионер-10».

По сообщениям иностранной печати, руководство НАСА подготавливает генеральный план космических разработок. В нем най-

дут отражение научно-исследовательские и технические задачи, которые будут решаться в условиях межпланетной среды окололунного пространства, а также в окрестностях Земли и планет с использованием пилотируемых средств. Разработка орбитальных космических станций (ОКС) и орбитальных самолетов (ОС) будет иметь отношение ко всем операциям, в которых предполагается участие человека.

Предварительный график работ в области космонавтики показан на рис. 117. Из графика видно, что первые три направления касаются изучения Луны (программа «Аполлон»). Программа «Большой тур», предусматривающая запуск автоматических космических аппаратов для облета внешних планет Солнечной системы — Юпитера, Сатурна, Урана, Нептуна и Плутона, рассчитана на 1976—1979 гг. Затем решили ее заменить и в 1977 г. осуществить запуск двух автоматических космических аппаратов типа «Маринер» для пролета вблизи Юпитера и Сатурна. Полет до Юпитера продлится около полутора лет.

Большое внимание уделяют созданию орбитальных космиче-

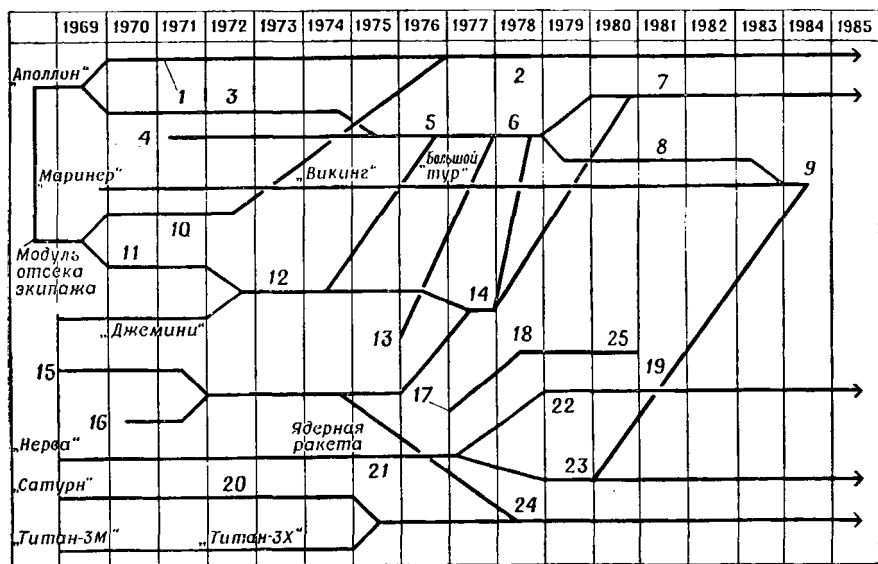


Рис. 117. Предварительный график космических разработок США на 15 лет:

1 — исследование Луны; 2 — орбитальная космическая станция (ОКС) в качестве космической базы на селеноцентрической орбите; 3 — прекращение орбитальных исследований по системе «Аполлон»; 4 — разработка ОКС; 5 — опытный образец ОКС; 6 — создание ОКС на орбитах; 7 — орбитальная космическая база; 8 — модернизированная ОКС для околопланетных операций; 9 — запуск пилотируемых межпланетных кораблей; 10 — модифицированный лунный корабль; 11 — модифицированный основной блок «Аполлона»; 12 — орбитальный самолет (ОС), разработанный на основе существующих ОК; 13 — ретрансляционные искусственные спутники Земли (ИСЗ); 14 — перспективные ОС; 15 — разработка экспериментальных гиперзвуковых аппаратов НЛ-10, Х-24 и т. д.; 16 — разработка перспективных орбитальных станций; 17 — энергетическая установка СНАП с термоэлектрической системой преобразования; 18 — СНАП с использованием теплового цикла; 19 — перспективная энергостановка; 20 — промежуточные варианты ракет-носителей «Сатурн»; 21 — ядерный ракетный двигатель (ЯРД); 22 — орбитальный самолет для перевозки между геоцентрической и селеноцентрической орбитами; 23 — ракетная ступень для межпланетных маневров; 24 — ракеты-носители (первые ступени малой стоимости); 25 — самовосстанавливающаяся система

ских станций на различных орбитах, в том числе и созданию орбитальной космической станции для осуществления околопланетных операций, а также предполагают запуск пилотируемых космических межпланетных кораблей. Из графика видно, что внимание к работам по созданию экспериментальных гиперзвуковых аппаратов с большим аэродинамическим качеством, которые завершаются созданием орбитального самолета для перевозки между геоцентрической и селеноцентрической орбитами, не ослабевает. Первый орбитальный полет на челночном воздушно-космическом аппарате (рис. 118) в США предполагается осуществить в 1978 г.

Для решения этих задач ведутся работы по созданию энергетических установок специально для космических длительных полетов, в том числе по созданию ядерного ракетного двигателя и установки с термоэлектрической системой преобразования.

Очевидно, что практика и жизнь вносят коррективы в график космических разработок на ближайшие 15 лет. Перспективные планы космических разработок имеются не только в США, но и в других странах.

Успехи космонавтики за 13 лет после полета в космос гражданина Советского Союза Юрия Гагарина убеждают нас в том, что завоевание космоса человеком идет такими темпами в настоящее время, о которых трудно было мечтать 10—15 лет тому назад.

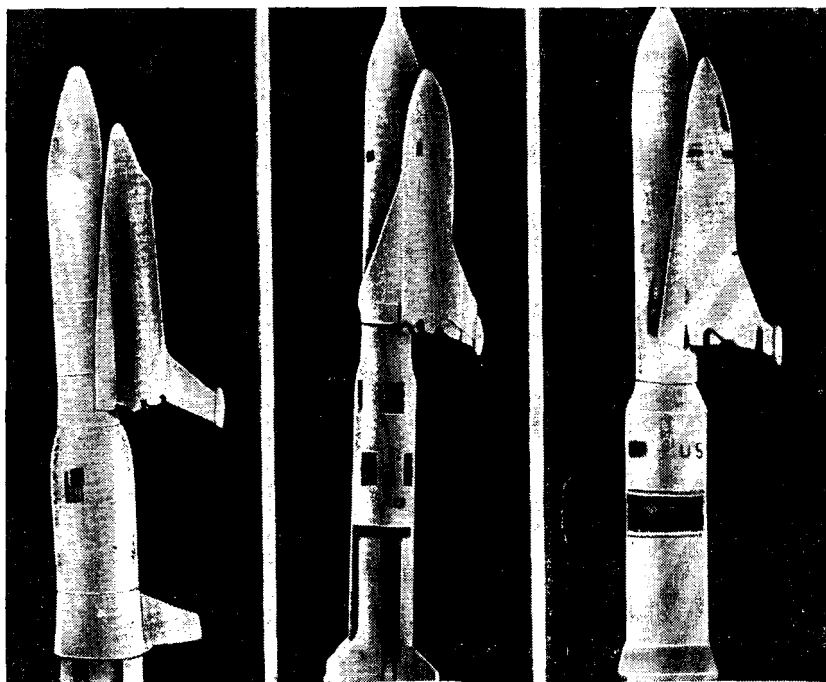


Рис. 118. Принятая к разработке схема двухступенчатого челночного аппарата

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Необычайные масштабы и темпы накопления разнообразной научной информации ведут к ускоренному проникновению науки в новые тайны природы, к быстрому углублению научных теорий, концепций миропонимания в целом.

Космонавтика дает науке принципиально новые и наиболее мощные средства познания. По-видимому, уже нет такой научной отрасли, которая так или иначе не работала бы на освоение космоса, развиваясь в свою очередь сама и вглубь и вширь. Освоение космоса позволило вывести за пределы Земли научный инструментарий и человека, управляющего им, исследовать в «чистом виде» развивающиеся в космосе микро- и макропроцессы. С развитием космической техники тесно связан прогресс современной теоретической механики и кибернетики, физики и химии. Для конструирования космических ракет требуется интенсивно разрабатывать механику сплошных сред, механику переменной массы и теорию устойчивости. Совершенствование систем управления космическими летательными аппаратами потребовало дальнейшего развития теории оптимального регулирования и автоматического управления.

Комплекс фундаментальных наук, изучающих природу и человека в связи с необходимостью пребывания его в космосе, требует решения новых проблем в области биохимии и биофизики, общей физиологии, физиологии высшей нервной деятельности, общей психологии и психологии эмоций.

Достижения науки, полученные на базе космической техники, в большой степени способствуют решению крупнейших практических задач. Благодаря космонавтике проводятся всесторонние исследования Солнца — этого гигантского естественного термоядерного реактора, что способствует приближению эры термоядерной энергетики на Земле. Космические исследования Луны дают возможность получить геохимические, минералогические и геологические данные об этой планете. С помощью космонавтики можно достаточно точно понять механизм и законы образования полезных ископаемых как в поверхностном слое, так и во всей толще Земли и определить местоположение и величину подземных ресурсов. Улучшается качество прогнозов различных перемещений в коре Земли, а в этом нуждаются строительство, сельское хозяйство, транспорт и связь.

Применение спутников и орбитальных станций только в сельском хозяйстве, геологии, гидрологии, океанографии, географии, метеорологии, телевизионной и радиосвязи даст значительную экономию средств. Поэтому в директивах XXIV съезда КПСС на девятую пятилетку поставлены задачи о проведении научных работ в космосе для развития телеграфно-телефонной связи, телевидения, метеорологических исследований и о выполнении других технических задач с помощью автоматических и пилотируемых космических аппаратов.

ЛИТЕРАТУРА

- Болгарский А. В., Шукин В. К. Рабочие процессы в жидкостно-ракетных двигателях. М., Оборонгиз, 1953.
- Волков Е. Б. Ракетные двигатели. М., Воениздат, 1961.
- Гагарин Ю. А. Дорога в космос. М., изд-во «Правда», 1961.
- Пономарев А. Н. Ракетная авиация. М., Воениздат, 1961.
- Пономарев А. Н. Пилотируемые космические корабли. М., Воениздат, 1968.
- Пономарев А. Н. Авиация на пороге в космос. М., Воениздат, 1971.
- Циолковский К. Э. Труды по ракетной технике. М., Оборонгиз, 1947.
- Итоги науки и техники. Ракетостроение. Крылатые космические корабли. Сборник статей. М., «Машиностроение», 1966.
- Журнал «Авиация и космонавтика», изд. 1965 — 1973 гг.
- Авиационная периодическая отечественная литература.
- Авиационная периодическая иностранная литература.
- Пилотируемые космические корабли. Сборник статей. М., «Машиностроение», 1968.
- Покорение космоса. М., «Машиностроение», 1969.
-

О Г Л А В Л Е Н И Е

	Стр.
Глава 1. Основные определения. Космический комплекс	5
Элементы траектории и этапы движения космических летательных аппаратов	9
Движение космического летательного аппарата на активном участке	10
Движение космического летательного аппарата за пределами атмосферы	12
Вход в атмосферу	24
Кабина космического корабля	28
Космический комплекс	32
Физиология человека в окружении космоса	37
Глава 2. Нагрузки, действующие на корабль, и аэродинамика корабля	44
Нагрузки, действующие на корабль	—
Аэродинамика и устойчивость корабля	51
Глава 3. Аэродинамический нагрев и тепловая защита корабля . . .	64
Аэродинамический нагрев	—
Системы теплозащиты	70
Глава 4. Системы навигации и управления	75
Глава 5. Двигательные установки	86
Жидкостные ракетные двигатели (ЖРД)	90
Топлива жидкостных ракетных двигателей	97
Двигательные установки комплекса «Аполлон» и орбитального самолета	99
Ракетные двигатели твердого топлива (РДТТ)	105
Воздушно-реактивные двигатели	110
Ядерные ракетные двигатели (ЯРД)	116
Электрореактивные двигатели	122
Глава 6. Из истории отечественной космонавтики	130
Первые исследователи ракет	—
Беспилотные космические станции	132
Первый полет человека в космос	145
Полеты на кораблях «Восток-2», «Восток-3», «Восток-4»	151
Полет В. Быковского и В. Терешковой	154
Полет на многоразовном корабле «Восход»	157
Выход человека в космос	159
Полеты на кораблях «Союз-1», «Союз-2», «Союз-3»	162
Орбитальная станция	165
Звездная эскадрилья	169

	<i>Стр.</i>
Длительный полет	173
Стыковка корабля «Союз 10» с орбитальной станцией «Салют»	179
Долговременная орбитальная станция	184
Беспилотные космические аппараты второго поколения	191
Глава 7. Из истории зарубежной космонавтики	200
Полеты космических кораблей «Меркурий» и «Джемини»	—
Лунный космический комплекс	203
Полет с посадкой на Луну	208
Полет корабля «Аполлон-15»	211
Безопасность полетов лунной экспедиции	218
Обеспечение безопасности полетов пилотируемых космических кораблей	221
Подготовка космонавтов в США	229
Орбитальная станция «Скайлэб»	234
Глава 8. Космические аппараты многократного применения. Полеты к другим планетам	248
Первые экспериментальные аппараты	253
Некоторые схемы космических аппаратов многократного применения	256
Двухступенчатая схема челночного аппарата	260
Полеты к другим планетам	277
Заключение	288
Литература	289

Александр Николаевич Пономарев

ГОДЫ КОСМИЧЕСКОЙ ЭРЫ

Редактор *Л. М. Фролов*

Художественный редактор *Е. В. Поляков*

Переплет художника *Е. И. Селезнева*

Технический редактор *И. Ф. Кузьмин*

Корректор *Н. Ф. Отмахова*

Г-52040

Сдано в набор 27.11. 73 г.

Подписано к печати 29.5.74 г.

Формат 63×90¹/₁₆.

Печ. л. 18¹/₄. Усл. печ. л. 18,25. Уч.-изд. л. 20,172

Бумага типографская № 1

Тираж 25 000 экз.

Цена 1 руб.

Изд. № 7/5595 Зак. 993

Воениздат

103160, Москва, К-160

2-я типография Воениздата. 191065.

Ленинград, Д-65, Дворцовая пл., 10