

## Глава 22

### МЕЖПЛАНЕТНЫЕ ЭКСПЕДИЦИИ

#### § 1. Они только отложены

Освоение планет — быть может, самая грандиозная задача из всех, которые предстоит решить человечеству для овладения тайнами природы. Но решение ее, к явному разочарованию многих, совершенно очевидно, откладывается. Последние из известных автору публикаций на эту тему относятся к 60-м годам. Чем это объясняется? Не обнаружилось ли в межпланетном пространстве что-нибудь непредвиденное? Или, может быть, космическая техника еще не достигла нужного уровня? Ни то, ни другое.

Два совершенно иных обстоятельства заставили специалистов отложить на время осуществление мечты о полете на Марс и на другие небесные тела. Во-первых, материальные ресурсы человечества ограничены, а межпланетные экспедиции должны потребовать огромных затрат сил и средств, в то время как, ох, как много еще не сделано на Земле. А во-вторых,— и в этом мы находим огромное утешение — развитие космических исследований показало, сколь многого можно достичь с помощью автоматических космических аппаратов. Все предыдущие главы нам говорили об этом. «Максимум научной информации на один доллар» — такое требование было сформулировано в США по отношению к планируемым космическим полетам, и пока что ему могут удовлетворить только непилотируемые полеты к планетам.

И все же... И все же эра межпланетных экспедиций рано или поздно наступит. Произойдет ли это в 90-х годах нашего столетия (маловероятно) или в начале будущего века — мы не знаем. Но как это будет происходить, мы себе представляем.

В этой главе будет рассказываться о многочисленных разработках 60-х годов — самого начала космической эры. Тогда казалось, что первая экспедиция на Марс состоится не позже 1985 г. В цитируемых в этой главе работах мелькают соответствующие даты стартов. Менять их на новые, пользуясь цикличностью межпла-

етных полетов (при полетах на Марс обстоятельства возобновляются каждые 15—17 лет) было бы неразумно.

Но — к делу: межпланетные полеты с участием людей не отменены, они только отложены.

## § 2. Особенности межпланетных экспедиций

Сложность организации межпланетной экспедиции превосходит все, с чем мы сталкивались до сих пор. Межпланетная экспедиция будет, вероятно, отличаться от экспедиции на Луну так же, как путешествие в джунгли Амазонки отличается от воскресной поездки на дачу.

Отнюдь не все планеты смогут явиться объектами деятельности будущих экспедиций. Из-за природных условий приходится исключить Венеру и планеты юпитерианской группы (но не их спутники). Даже Марс с его страшными песчаными бурями внушает нам сейчас опасения с этой точки зрения.

Межпланетная экспедиция не будет иметь никакого смысла, если космонавты вместо научных исследований будут заняты борьбой за свое существование на планете. Мы, однако, в этой главе будем рассматривать исключительно космодинамическую сторону проблемы.

Наиболее детально была разработана проблема полета человека на Марс. Именно марсианская экспедиция будет в основном в нашем поле зрения.

Мыслимы следующие варианты межпланетных экспедиций в порядке возрастающей трудности:

1) облет планеты (т. е. гиперболический пролет мимо нее с активным или пассивным возвратом к Земле без выхода на околопланетную орбиту и без высадки на планету);

2) выход космического корабля на околопланетную орбиту без высадки на поверхность планеты (такой вариант иногда тоже называют облетом);

3) посадка на поверхность планеты всего корабля или его части.

Первый вариант представляет собой *безостановочную экспедицию*, второй и третий — *экспедиции с остановками* или *с ожиданием у планеты*.

Как увидим ниже, межпланетные экспедиции в течение еще значительного периода развития будут иметь продолжительность не менее года, а обычно — значительно больше. Отсюда вытекает важная особенность межпланетных экспедиций: космический корабль должен нести огромную (по масштабам, скажем, лунных экспедиций) полезную нагрузку.

Численность космонавтов на борту межпланетного корабля должна быть больше, чем численность экипажа лунного корабля,

ввиду более сложных задач, которые предстоит решать. Достаточно, например, сказать, что межпланетная экспедиция не может обойтись без квалифицированного врача, так как велика вероятность заболевания кого-либо из космонавтов за время перелета. При лунной экспедиции такая проблема не возникает.

Для увеличенного экипажа необходим запас продовольствия, воды, кислорода, рассчитанный на все время полета туда и обратно (возможность добывания воды и кислорода на поверхности Марса сильно бы помогла делу). Ведутся интересные исследования в направлении максимального снижения такого рода нагрузки, приходящейся на одного космонавта. Разрабатываются замкнутые или частично замкнутые системы жизнеобеспечения. Примером замкнутой «системы жизнеобеспечения» может служить наша собственная планета, обеспечивающая полный кругооборот веществ без какой-либо помощи со стороны (если не считать солнечного тепла). Примером не полностью замкнутой системы с регенерацией воды и кислорода, но без самовозобновляющихся запасов продовольствия может служить известная система, испытывавшаяся в Советском Союзе в 1967—1968 гг.

В случае лунной экспедиции полезная нагрузка состояла, по существу, из кабины, возвращающейся на Землю (вариант прямого перелета Земля — Луна — Земля). Теперь дело обстоит иначе. Аппарат для входа в атмосферу Земли, составляющий небольшую часть полезной нагрузки корабля, должен быть массивнее из-за более серьезной тепловой защиты. Экспедиционный отсек состоит из помещений для членов экипажа, различного оборудования и самой массивной своей части — системы жизнеобеспечения [4.101]. Менее сложны, более надежны и менее массивны частично замкнутые системы [4.102].

Вспышки на Солнце заполняют Солнечную систему потоками протонов, представляющими опасность в областях пространства внутри орбиты Юпитера. Эти вспышки трудно прогнозировать, но ясно, что за долгое время перелета их будет немало. На время опасности космонавты будут укрываться в специальном «штормовом отсеке», роль которого может играть скрытый внутри корабля отсек посадки на Землю; его теплозащитный экран будет защищать от радиации [4.101—4.103]. Специальная противорадиационная защита необходима в случае использования ЯРД [4.103].

Длительное время полета вынуждает предусмотреть создание искусственной тяжести на борту корабля, для чего понадобится дополнительная масса. Предполагается, что будет достаточен коэффициент перегрузки, равный  $1/6$ . Корабль может быть соединен с отделенными от него топливными баками тросом и вся система приведена во вращение [4.102].

В конечном счете оказывается, что полезная нагрузка должна составлять десятки тонн. Масса порядка 50—100 т типична для

многих проектов. Сокращение продолжительности экспедиции приводит к уменьшению полезной нагрузки.

Особенно важно сокращение продолжительности пребывания космонавтов в мировом пространстве. На поверхности планеты можно по крайней мере укрыться от радиационной и метеоритной опасности. Для этого послужит атмосфера планеты или бункеры, вырытые в ее породах.

Большие энергетические затраты, требующиеся для осуществления межпланетных экспедиций, делают неизбежными использование как монтажа корабля на околоземной орбите, так и маневров разъединения и стыковки на орбите искусственного спутника планеты-цели. Последние операции, однако, в случае, если планета обладает атмосферой, носят не столь безоговорочный характер, как при экспедиции на Луну.

Примечательной особенностью межпланетных экспедиций является большое разнообразие вариантов траекторий перелетов от Земли к планете-цели и обратно, от чего зависят продолжительности перелетов туда и обратно, а также времена пребывания на поверхности планеты или на околопланетной орбите. На основании какого критерия можно выбрать из множества вариантов наиболее выгодный? Нам уже привычен критерий минимума суммарной характеристической скорости. Чем меньше суммарная характеристическая скорость, тем меньше относительная начальная масса  $P$  ракеты-носителя и тем, следовательно, технически легче осуществить эксперимент.

В случае межпланетных экспедиций дело обстоит, однако, сложнее, чем в случае экспедиций на Луну, так как теперь сама величина полезной нагрузки зависит от выбранного варианта экспедиции: более длительные экспедиции требуют и большей полезной нагрузки<sup>1)</sup>. Поэтому в принципе вариант более длительной экспедиции со сравнительно небольшой суммарной характеристической скоростью может иногда оказаться гораздо менее выгодным, чем вариант кратковременной экспедиции с большей суммарной характеристической скоростью. Для выбора варианта межпланетной экспедиции лучше подходит более общий критерий минимальной массы ракеты-носителя или, если учесть, что монтаж на орбите в данном случае неизбежен, *критерий минимальной начальной массы корабля на низкой<sup>2)</sup> околоземной орбите*. Это тем более верно, что величина полезной нагрузки зависит и от других факторов, например от скорости входа в земную атмосферу при возвращении (от нее зависит масса теплозащитного экрана), от условий входа в атмосферу планеты-цели и т. д.

<sup>1)</sup> Эта зависимость слаба, если используется замкнутая система жизнеобеспечения.

<sup>2)</sup> Далее будет разъяснено, почему речь идет о н и з к о й орбите.

Мы, однако, в дальнейшем будем для простоты, как правило, принимать полезную нагрузку за величину порядка 50 (независимо от варианта экспедиции), и для нас при оценке сложности экспедиции не будет разницы между критерием минимума суммарной характеристической скорости и критерием минимума начальной массы на орбите. Авторы большинства публикуемых работ поступают точно так же, когда не идет речь о конкретном проектировании экспедиции, а достаточны довольно грубые оценки.

### § 3. Спуск на Землю при возвращении из экспедиции

Рассмотрение проблем межпланетных экспедиций мы начнем с обязательного этапа каждой экспедиции — возвращения на Землю.

Геоцентрическая траектория подлета к Земле возвращающегося корабля является гиперболой. Минимальная скорость входа в земную атмосферу при возвращении с какой-то планеты или с орбиты ее спутника равна минимальной скорости отлета с Земли при полете к этой планете, так как соответствует возвращению по полуэллиптической (гомановской) траектории. Эти скорости, по существу, указаны в столбце 3 табл. 6 в § 4 гл. 13.

Поэтому минимальная гиперболическая скорость возвращения из экспедиций к Марсу и Венере лишь ненамного превышает вторую космическую. Такой вход в атмосферу был фактически рассмотрен в § 2 гл. 11.

Однако во многих случаях, как мы увидим, целесообразно, чтобы траектория возвращения не была гомановской. Поэтому, как правило, скорости входа в земную атмосферу будут значительно превышать вторую космическую даже при возвращении от Марса и Венеры, не говоря уже о других планетах. При возврате с Марса скорость входа может превышать 20 км/с (см. ниже), минимальные скорости входа при возврате с Урана, Нептуна, Плутона будут порядка 16 км/с. Вход на подобных скоростях резко сужает коридор входа по сравнению со входом со второй космической скоростью.

Так, при аэродинамическом качестве 0,5 ширина коридора входа составляет примерно 25 км в случае скорости входа 15 км/с, 16 км — при скорости входа 18 км/с и лишь 10 км — при 21 км/с (т. е. равна ширине коридора баллистического входа со второй космической скоростью). Предельная перегрузка при этом предполагается, как обычно, равной 10. При аэродинамическом качестве 1,0 коридор входа имеет ширину 23 км при входе со скоростью 18 км/с, сужается до 15 км для скорости входа 21 км/с и почти до 10 км для скорости входа 24 км/с [4.102]. Высказывалось мнение

[4.102], что с точки зрения точности систем навигации и наведения, обеспечивающих вход в заданный коридор, скорость прибытия к Земле 21,3 км/с является предельной. По другим данным [4.104], такой величиной при аэродинамическом качестве 0,5 является даже 16,8 км/с в случае, если бортовая система навигации полностью автономна; когда же используется наземная система навигации, то допустима скорость входа 18,3 км/с.

Для скорости входа порядка 15 км/с предлагался особый алгоритм управления, при котором для значений аэродинамического качества 0,3 и 0,5 обеспечивается посадка на расстоянии 10 000 км от точки входа. Траектория при этом, как и при возвращении с Луны (см. § 3 гл. 11), состоит из двух атмосферных участков, соединенных внеатмосферным, причем на первом скорость падает от 15 км/с до первой космической, но максимальные перегрузки (максимумов несколько) остаются в допустимых пределах. Ширина коридора для аэродинамического качества 0,3 равна 15 км, а для 0,5 составляет 22 км [4.105].

Вход с большими гиперболическими скоростями требует конструирования специальных теплозащитных экранов. Понадобятся многочисленные эксперименты для их проектирования, но предполагается, что космический корабль массой 4,5 т, входящий в атмосферу со скоростью 13,7—19,8 км/с, потребует экрана массой 1,8—4,5 т.

Весьма возможно, что при возвращении на Землю с очень большими скоростями наряду с аэродинамическим торможением потребуются и частичное ракетное торможение [4.106]. С другими способами уменьшения скорости подхода к Земле мы познакомимся в следующих параграфах.

Во многих проектах межпланетных экспедиций предусматривается выход корабля на околоземную орбиту.

Тормозной импульс, переводящий корабль на околоземную круговую орбиту, будет различным в зависимости от высоты орбиты при одной и той же межпланетной траектории возврата. Например, при возврате с Марса по полуэллиптической (гомановской) траектории необходим тормозной импульс 3,7 км/с, чтобы перевести корабль на низкую (около плотных слоев атмосферы) орбиту. Перевод на более высокие орбиты требует меньшего торможения. Оптимальной одноимпульсной круговой орбитой для скорости входа в сферу действия Земли 2,945 км/с, соответствующей такой траектории возврата, является орбита на высоте 85 544 км (согласно формуле (24) в § 7 гл. 13). Тормозной импульс, равный местной круговой скорости, составит 2,1 км/с, что даст выигрыш по сравнению с низкой орбитой на  $3,7 - 2,1 = 1,6$  км/с [4.5].

В случае возврата с Урана, Нептуна и Плутона по гомановским траекториям наименьший тормозной импульс требуется для выхода на самую низкую орбиту. Оптимальные одноимпульсные круговые

орбиты при возврате с Юпитера, Сатурна и Меркурия оказываются внутри пояса радиации, а при возврате с Венеры высота такой орбиты равна 121587 км [4.5].

С высоких круговых орбит космонавты, вернувшиеся из межпланетной экспедиции, могут опуститься посредством не менее чем двухимпульсного перехода на низкую круговую орбиту на борту межорбитального транспортного аппарата. С этой орбиты их снимет и возвратит на Землю орбитальный самолет.

Выход возвращающегося из экспедиции корабля на оптимальную одноимпульсную орбиту вместо низкой уменьшает запасы топлива на его борту и, следовательно, начальную массу корабля при отлете с околоземной орбиты. Но общие энергетические затраты при этом возрастают, так как делается необходимым еще спуск космонавтов с высокой орбиты на низкую на борту межорбитального транспортного аппарата (МТА), специально прибывающего для этого на высокую орбиту. Его двигательная установка включается минимум четыре раза от старта с низкой орбиты до возвращения на нее. Возможен и иной вариант, при котором межпланетный корабль выходит на эллиптическую орбиту, где встречается с дежурившим до того на низкой круговой орбите МТА [4.107—4.109].

Независимо от того, на какую околоземную орбиту выходит возвращающийся корабль, этот маневр целесообразен только в том случае, если предполагается последующее многократное использование корабля. Например, корабль может представлять собой стандартный МТА с ЯРДУ [4.108—4.109], способный совершать полеты на Луну и к различным планетам (это означает высокий уровень развития межпланетных сообщений). При этом планирование одной операции (в частности, выбор орбиты, на которой будет «парковаться» корабль) должно учитывать требования оптимизации общей стоимости многих экспедиций.

На начальной же стадии освоения Солнечной системы отказываться от выгод полного использования атмосферы Земли в качестве тормозной подушки невозможно: нужно максимально облегчить межпланетный корабль.

В случаях, когда скорость возвращения корабля из межпланетной экспедиции слишком велика, может оказать помощь особый прием. МТА встречается с кораблем на гиперболической пролетной траектории и после приема на борт космонавтов немедленно снижает скорость до эллиптической. Если топлива МТА недостаточно, то к нему может прибыть другой МТА. Но при использовании ЯРДУ возможно весьма широкое маневрирование МТА, который, таким образом, примет на себя всю тяжесть возвращения. Сам же межпланетный корабль уходит по пролетной гиперболе к границе сферы действия Земли [4.110].

В последующих расчетах мы будем предполагать, что корабль, подлетая к Земле, не совершает никаких активных маневров.

## § 4. Безостановочные пилотируемые облеты планет

*Безостановочными облетами* мы называем гиперболические пролеты мимо планет, не сопровождающиеся выходом на орбиту искусственного спутника планеты. Наличие человека на борту корабля, совершающего подобный межпланетный перелет, позволяет более просто организовать автономную навигацию и коррекцию при сближении с планетой. Это обстоятельство не вносит особых корректив в траекторию по сравнению с облетом планеты автоматической станцией, сопровождающимся возвращением к Земле. То же, естественно, касается и характеристической скорости. Однако начальная масса ракеты-носителя возрастает во много раз.

На рис. 165 показана траектория пилотируемого облета Марса, который мог бы произойти в 1977—1979 гг., с продолжительностью всего путешествия 682 сут. Начальная масса

корабля с экипажем из 3 человек на околоземной орбите: при использовании ЖРД — 340 т, при использовании ЯРД «Нерва-2» с тягой 104 тс — 272 т. В первом случае для монтажа корабля необходимы 4 запуска модифицированных ракет «Сатурн-5» (со стартовыми массами 3260 т), во втором — 2 запуска (при одном выводится корабль с баком водорода, при другом — ЯРДУ) [4.111].

Траектория на рис. 165 типична для облета Марса продолжительностью порядка 700 сут (менее 2 лет), соответствующего облетам, рассмотренным в § 7 гл. 16 [4.8]. Возможно, однако, сокращение продолжительности экспедиции до 400—450 сут, если сообщить кораблю ракетный импульс вблизи Марса. Но при этом возрастают энергетические затраты на единицу полезной нагрузки и сильно увеличивается скорость входа в атмосферу Земли: она равна 20,8 км/с в относительно неблагоприятный сезон 1980 г. и 17,4 км/с в 1986 г. Но ее можно уменьшить до 12,2 км/с в 1980 г., если затормозить корабль с помощью поля тяготения Венеры. Для этого корабль должен на пути к Земле пассивно пройти через сферу действия Венеры и выйти на орбиту с перигелием, лежащим внутри орбиты Венеры. Неудобство такого облета в том, что в конструкции корабля приходится учитывать близость к Солнцу при возвращении. Начальный вес космического корабля, активно облетающего Марс, равен на орбите 463 т в неблагоприятных условиях 1980 г. и 290 т в благоприятных условиях 1986 г. Для монтажа нужны 2—3 модифицированные ракеты «Сатурн-5» [4.102].

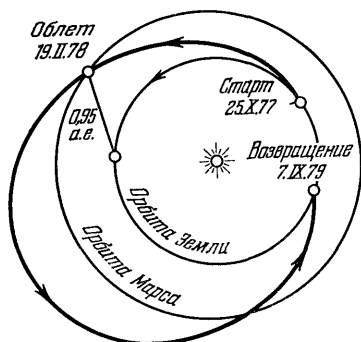


Рис. 165. Пилотируемый облет Марса [4.111].



Типичный *пилотируемый облет Венеры* продолжается около года. Он должен быть пассивным. Корабль с полезной нагрузкой 40,9 т при удельном импульсе ЖРД 450 с должен иметь начальную массу на орбите 115 т. Достаточно одна ракета «Сатурн-5» [4.112].

Проекты пилотируемых облетов Марса и Венеры предусматривают запуски на околопланетные орбиты и на поверхности планет небольших автоматических станций во время сближения с планетой. Станция, совершившая мягкую посадку на Марс, может затем с пробами грунта присоединиться к кораблю во время его гиперболического пролета. Для этого она должна отделиться от корабля за 5—10 сут до пролета и перейти на траекторию попадания [4.113].

### § 5. Экспедиции с остановками при прямых симметричных перелетах

Время ожидания не может быть произвольным: оно определяется избранными траекториями перелетов туда и обратно. На рис. 166, а показаны гомановские траектории перелетов на Марс и обратно,

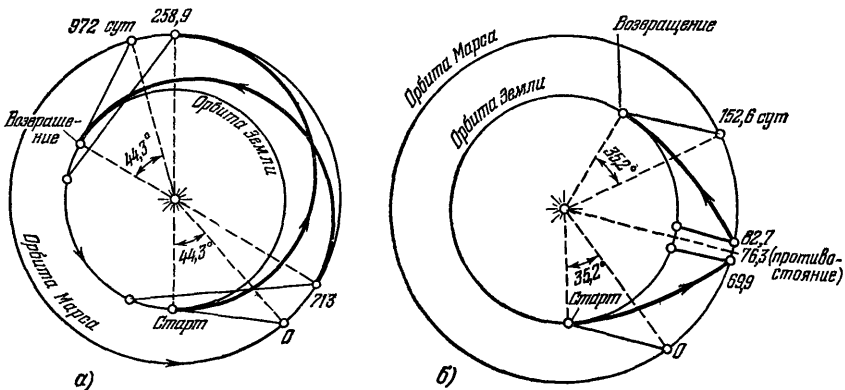


Рис. 166. Экспедиция Земля — Марс — Земля при а) гомановских и б) параболических траекториях перелета в обоих направлениях.

требующие минимальных энергетических затрат на всю экспедицию, а на рис. 166, б — аналогичные параболические траектории. При обеих экспедициях траектория возвращения с и м м е т р и ч н а траектории перелета на Марс.

В случае симметричности траекторий прибытия и возвращения полная продолжительность экспедиции находится по следующему правилу, которое почти очевидно и делается ясным, если обратиться к конкретным примерам: *полная продолжительность экспедиции ( $T_{\text{полн}}$ ) равна удвоенному времени ( $\tau$ ) между стартом и противостоянием* (нижним соединением для Меркурия и Венеры), сложен-

ному с целым числом ( $n$ ) синодических периодов ( $P_{\text{син}}$ ), при котором полная продолжительность не меньше удвоенного времени перелета ( $T_{\text{пер}}$ ):

$$T_{\text{полн}} = 2\tau + nP_{\text{син}} \geq 2T_{\text{пер}}. \quad (1)$$

Время ожидания находится по формуле

$$T_{\text{ожид}} = T_{\text{полн}} - 2T_{\text{пер}}. \quad (2)$$

В случае рис. 166, а  $n=1$ , а для рис. 166, б,  $n=0$ . Очевидно, условию (1) могут удовлетворять и большие значения  $n$ . Это значит, что полная продолжительность экспедиции и время ожидания всегда могут быть увеличены на целое число синодических периодов. Увы, позволить себе такую роскошь можно разве лишь при экспедиции на Меркурий (см. столбец 7 табл. 3).

По формулам (1), (2) вычислены данные столбцов 2, 3, 4 в табл. 13 и 14, причем значения  $\tau$  взяты из столбца 11 табл. 6 и столбца 7 табл. 7 в § 4 гл. 13, значения  $P_{\text{син}}$  — из столбца 7 табл. 3, а  $T_{\text{пер}}$  — из столбца 8 табл. 6 и столбца 3 табл. 7.

Из соображений симметрии очевидно, что скорость старта с поверхности планеты при возвращении равна скорости падения (или примерно скорости входа в атмосферу) при прибытии с Земли. Аналогично скорость схода с круговой орбиты спутника при возвращении равна тормозному импульсу выхода на орбиту при прибытии. При вычислении суммарных характеристических скоростей, приведенных в столбцах 5, 6, 7 табл. 13 и 14, принималось, кроме того, что при посадке на планеты, имеющие атмосферу, вовсе не используется реактивное торможение. Потери при посадке на планеты, лишенные атмосферы, и при старте с поверхностей принимались равными 14% скорости освобождения на поверхности. Выход на орбиту и сход с нее предполагались происходящими без потерь.

Существуют сомнения в возможности полного аэродинамического торможения как при выходе на орбиту вокруг Марса, так и при посадке на него: атмосфера очень разрежена, а масса корабля слишком велика. Поэтому в табл. 13 и 14 для высадки на Марс в скобках указано значение суммарной характеристической скорости при полностью реактивном торможении (с учетом потерь).

В табл. 13 и 14 не приведены суммарные характеристические скорости при старте с земной поверхности, так как во всех практически реальных случаях неизбежен монтаж межпланетного корабля на низкой околоземной орбите.

Рассмотрим внимательнее табл. 13 и 14. Даже если взять минимальное значение из всех суммарных характеристических скоростей, приведенных в них, а именно 5,741 км/с — пилотируемый корабль выходит на низкую орбиту вокруг Марса путем одного лишь аэродинамического торможения и затем с нее возвращается на Землю, и принять очень большую для ЖРД скорость истечения

**Таблица 13. Межпланетные экспедиции при гомановских траекториях перелетов туда и обратно**

Небесное тело	Минимальная полная продолжительность экспедиции		Минимальное время ожидания, сут	Суммарная характеристическая скорость при старте с орбиты высотой 200 км, км/с		
				околоземная орбита — низкая орбита — Земля		околоземная орбита — поверхность — Земля
	сут	звездные годы		Реактивное торможение	Аэродинамическое торможение	
1	2	3	4	5	6	7
Меркурий	277,9	0,76	66,9	20,562	—	27,8
Венера	759,5	2,08	467,3	10,270	6,888	15,7
Марс	971,9	2,66	454,1	7,869	5,741 (?)	10,0 (16,4)
Юпитер	2209,6	6,05	214,6	42,23	24,27	75,5
Сатурн	4759,7	13,03	341,5	29,33	18,31	49,0
Уран	12058,1	33,01	341,9	21,56	14,77	33,0
Нептун	22646,9	62,0	281,3	22,81	15,53	35,6
Плутон	33602,5	92,00	293,9	14	—	16,6
Луна	10		любое	6,7	—	8,5

**Таблица 14. Межпланетные экспедиции при параболических траекториях перелетов туда и обратно**

Небесное тело	Минимальная полная продолжительность экспедиции		Минимальное время ожидания, сут	Суммарная характеристическая скорость при старте с орбиты высотой 200 км, км/с		
				околоземная орбита — низкая орбита — Земля		околоземная орбита — поверхность — Земля
	сут	звездные годы		Реактивное торможение	Аэродинамическое торможение	
1	2	3	4	5	6	7
Марс	152,6	0,42	12,8	43,491	26,121	30,4 (52,0)
Юпитер	1007,0	2,76	197,6	49,01	28,88	80,1
Сатурн	2124,1	5,82	276,1	35,13	21,94	52,6
Уран	5061,4	13,86	107,8	26,13	17,44	35,6
Нептун	9821,1	26,89	343,5	25,61	17,18	37,2
Плутон	14207,4	38,90	83,8	22,43	15,6	24,6
Луна	2		любое	5,6÷5,8	—	9,6

$w=5$  км/с (фторо-водородное топливо под высоким давлением), то для значения  $\bar{V}=V/w=5,741 : 5=1,148 \approx 1,0$  (округление в «хорошую» сторону!) находим в табл. 16 Приложения II для конструктивной характеристики  $s=15$  значение относительной начальной массы  $P \approx 3$  при любом числе ступеней  $n$ . Значит, в случае полезной нагрузки  $m_n=50$  т корабль с ЖРД должен при отлете с околоземной орбиты иметь массу  $M_0=150$  т. Он может быть смонтирован посредством двух запусков ракет «Сатурн-5»<sup>1)</sup> или непосредственно выведен на траекторию полета к Марсу модифицированной ракетой «Сатурн-5». Однако возможность захвата марсианской атмосферой столь массивного корабля (гораздо больше 50 т — еще не все топливо израсходовано) сомнительна.

Экспедиция на поверхность Марса при гомановских траекториях ( $V=10,0$  км/с). При  $w=5$  км/с,  $s=15$  имеем  $P=9,601$ , если число ступеней  $n=2$  (нет смысла брать большее значение  $n$ ; см. табл. 16 Приложения II). При  $m_n=50$  т  $M_0=480$  т : 5 запусков ракет «Сатурн-5»!

Однако тот же корабль, снабженный ЯРДУ с  $w=10$  км/с,  $s=15$  или  $s=20$  при любом числе ступеней имел бы начальную массу порядка 150 т ( $P \approx 3$ ), т. е. мог бы быть выведен на низкую околоземную орбиту одной модифицированной ракетой «Сатурн-5».

В работе [4.101] утверждается, что в общем случае экспедиции на Марс корабль с ЖРД примерно втрое массивнее корабля с ЯРД. Это подтверждается табл. 16 Приложения II, когда монтируемый корабль с ЖРД ( $w=5$  км/с) имеет две или больше ступеней. Если корабль одноступенчатый, то выигрыш будет четырехкратным.

Экспедиция на поверхность Марса при параболических траекториях ( $V=30,4$  км/с). Если даже отбросить сомнения в возможности погасить скорость входа 21 км/с одной лишь атмосферной подушкой, обнаруживаем, что даже при использовании ЯРДУ с  $w=10$  км/с ( $\bar{V} \approx 3$ ) трехступенчатый корабль при  $s=15$  и двухступенчатый при  $s=20$  будут иметь начальную массу порядка 1500 т ( $P \approx 30$ ). Лишь при использовании газофазной ЯРДУ с  $w=20$  км/с будем при  $s=15$ ; 20 иметь  $P \approx 5$  и  $M_0=250$  т.

Экспедиция на поверхность Меркурия при гомановских траекториях ( $V=27,8$  км/с). Большие наклон и эксцентриситет орбиты Меркурия еще увеличат приведенное в табл. 13 значение суммарной характеристической скорости, и мы будем иметь примерно ту же энергетическую картину, что и при экспедиции на поверхность Марса при параболических траек-

<sup>1)</sup> В этих расчетах, как и во многих цитирующихся работах, предполагается, что полезная нагрузка ракеты «Сатурн-5» равна 100 т. На самом деле она несколько больше (115—120 т), но часть нагрузки будет уходить на нужды самого монтирования [4.101].

ториях в обоих направлениях; может помочь делу только газофазная ЯРДУ.

Экспедиция на низкую орбиту вокруг Венеры ( $V=10,270$  км/с). Эта операция энергетически столь же трудна для ракетной техники, как и рассмотренная выше экспедиция на поверхность Марса (суммарные характеристические скорости почти совпадают).

Экспедиция на низкую орбиту вокруг Меркурия ( $V=20,562$  км/с). При  $\omega=5$  км/с,  $s=20$ ,  $n=5$  и округленном значении  $V=20$  км/с имеем  $P=76,20$ , т. е.  $M_0=3810$  т. Итак, ЖРД бесполезны. Но при  $\omega=10$  км/с,  $s=20$ ,  $n=4$  имеем  $P \approx 8,5$ , т. е.  $M_0 \approx 425$  т (при  $n=1$   $M_0=556$  т). Ракета класса «Новая» (полезная нагрузка 450 т) могла бы вывести на низкую околоземную орбиту такой корабль с ЯРДУ<sup>1)</sup>.

Обращаясь теперь к планетам юпитерианской группы, мы не обнаруживаем в табл. 13 ничего утешительного. Даже экспедиции на низкие орбиты спутников Урана и Нептуна, использующие аэродинамическое торможение, нуждаются в ядерных двигателях, но чудовищные продолжительности делают и их совершенно нереальными. Полеты по параболическим траекториям лишь увеличивают суммарную скорость, а продолжительности экспедиций, хотя и сокращаются, остаются огромными.

Итак, лишь экспедиция на Марс по гомановским траекториям может обойтись монтажом на околоземной орбите корабля, использующего ЖРД. Твердофазные ЯРД, согласно американским публикациям, начнут действовать в космосе, возможно, уже в 80-х годах, и проектирование экспедиций с такими двигателями вполне оправдано<sup>2)</sup>.

Еще больший эффект дало бы использование газофазных ЯРД со скоростями истечения  $\omega=50 \div 70$  км/с. Так, при  $\omega=52$  км/с 150-тонный корабль, стартовав с низкой орбиты, смог бы совершить 153-суточную «дважды параболическую» экспедицию на поверхность Марса, не воспользовавшись его атмосферой как тормозной подушкой, или аналогичную 6-летнюю экспедицию на Сатурн, воспользовавшись, однако, его атмосферой. При  $\omega=70$  км/с делается возможной 3-летняя экспедиция на поверхность Юпитера корабля с начальной массой порядка 150 т и 14-летняя экспедиция на поверхность Урана 85-тонного корабля (полезная нагрузка предполагается всюду равной 50 т)<sup>3)</sup>.

<sup>1)</sup> При учете наклона и эксцентриситета орбиты Меркурия и тоже при условии использования ЯРД указывалось значение  $M_0=1000$  т [4.116].

<sup>2)</sup> Утверждается даже, что «планирование полетов космических кораблей на химическом топливе для межпланетной миссии человека является пустой тратой времени» [4.24]. С этим трудно не согласиться.

<sup>3)</sup> Рекомендуем читателю проверить эти выводы по табл. 14 и табл. 16 Приложения II.

Как видим, даже при столь эффективной двигательной установке, как ядерная газофазная, свобода передвижения по Солнечной системе вовсе не является полной: сохраняются длительные сроки, если в экспедицию уходят компактные корабли. Сокращение сроков возможно за счет увеличения скоростей, и даже газофазные ЯРД не избавят нас в этом случае от монтажа на орбите. Роль Юпитера в качестве естественного ускорителя при полетах к дальним планетам сохранится, но благоприятное для операции расположение планет не будет частым.

Существенное облегчение при экспедициях на околопланетные орбиты может быть достигнуто, если выбирать не низкие орбиты, а эллиптические с большим эксцентриситетом [4.112].

Несколько замечаний о выборе монтажной околоземной орбиты. Здесь все рассуждения аналогичны рассуждениям § 3, но как бы «прокручиваются в обратном направлении». При полете на Марс по гомановской траектории наименьшая скорость схода с круговой «монтажной» орбиты требуется в том случае, если она расположена на уже упоминавшейся высоте 85 544 км. При этом стартующий с орбиты корабль должен иметь наименьшую массу, но ракеты, доставляющие на орбиту отдельные его части и баки с топливом, должны быть гораздо более мощными, чем в случае использования низкой орбиты. Как правило, придется, видимо, использовать низкие промежуточные орбиты.

В случаях, когда добавок скорости будет особенно велик (при полете на далекие планеты), вероятно, будет выгодно использовать эллиптическую промежуточную орбиту [4.114]. При этом львиная доля энергетических затрат будет возлагаться на ракеты, стартующие с Земли. Они будут вынуждены развивать значительную скорость (больше круговой) при выходе на орбиту в ее перигее, но зато старт с орбиты межпланетного корабля (также в перигее) потребует меньшей скорости. Поэтому суммарная характеристическая скорость для корабля, монтируемого на орбите, уменьшается. (Правда, выигрыш будет заведомо меньше 3 км/с — разницы между параболической и круговой скоростями у кромки атмосферы.) В результате, хотя общие энергетические и материальные затраты и возрастут, масса межпланетного корабля уменьшится.

### **§ 6. Экспедиции с траекториями возвращения, несимметричными траекториям прибытия**

Экспедиция на Марс с минимальными энергетическими затратами продолжается примерно 1000 сут (972 сут при рассмотрении упрощенной модели орбит Земли и Марса). Сокращения продолжительности экспедиции можно достичь, если отказаться от того, чтобы траектории полета туда и обратно были симметричными. При этом удается сильно сократить время ожидания, но суммарная характе-

ристическая скорость возрастает (на 3—4 км/с при посадке на поверхность), так как приходится направлять корабль по траекториям, которые не касаются планетных орбит, а пересекают их.

На рис. 167 показана траектория, соответствующая 456-суточной экспедиции к Марсу, начинающейся 28 декабря 1981 г., с временем ожидания 20 сут [4.111]. Траектория полета Земля — Марс близка к гомановской. Траектория Марс — Земля имеет перигелий внутри орбиты Венеры, а афелий — вне орбиты Марса. Сокращение продолжительности экспедиции получается из-за того, что корабль

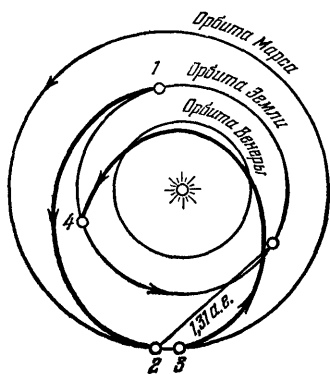


Рис. 167 456-суточная экспедиция Земля — Марс — Земля: 1 — старт 28 декабря 1981 г., 2 — посадка на Марс 4 августа 1982 г., 3 — старт с Марса 24 августа 1982 г., 4 — возвращение 29 марта 1983 г. [4.111]

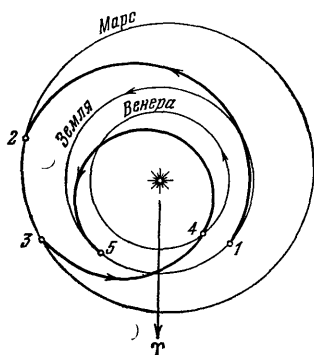


Рис. 168. 642-суточная экспедиция Земля — Марс — Венера (облет) — Земля: 1 — старт 10 ноября 1981 г., 2 — прибытие к Марсу 5 августа 1982 г., 3 — отправление от Марса 24 октября 1982 г., 4 — пролет Венеры 27 февраля 1983 г. на расстоянии 4700 км от поверхности, 5 — вход в атмосферу 15 августа 1983 г. со скоростью 12 км/с [4.115]

имеет большую, чем Земля, угловую скорость в перигелии, что позволяет ему быстро догнать Землю. Экспедиции такого рода, имеющие продолжительность порядка 400—500 сут и время ожидания около 20 сут, требуют скорости отлета с Марса порядка 9 км/с и обладают одним существенным недостатком: вход в атмосферу Земли при возвращении происходит со скоростью, которая в разные сезоны колеблется от 14 до 21 км/с [4.102].

Эту скорость, однако, можно уменьшить до 12—16 км/с, если на обратном пути при первом пересечении орбиты Венеры воспользоваться попутным «гравитационным ударом» со стороны Венеры. Показано, что это возможно в любой период, благоприятствующий экспедиции [4.102]. Схема подобной 642-суточной экспедиции приведена на рис. 168 [4.115].

Можно поступить и иначе: заменить траектории прибытия и возвращения их зеркальными отражениями, совершив облет Венеры

на пути к Марсу [4.106]. Схема такой экспедиции была показана на рис. 145 в § 3 гл. 17 [4.47].

Увеличение суммарной характеристической скорости при сокращенных длительностях полетов (по сравнению с «дважды гомановской» схемой) делает в случае использования ЖРД в марсианском корабле обязательным монтаж корабля на околоземной орбите, даже если речь идет только о выходе на орбиту спутника Марса (конечно, при реактивном торможении). Для 425-суточной экспедиции с пребыванием в окрестности Марса в течение 20 сут и при условии, что используется фторо-водородное топливо, начальная масса корабля на околоземной орбите равна примерно 1000 т в неблагоприятный период (1980 г.) и 670 т в благоприятный период (1986 г.), что требует запусков четырех — шести модифицированных ракет «Сатурн-5» [4.102].

При экспедиции на орбиту вокруг Меркурия полезно воспользоваться попутным облетом Венеры (см. § 3 гл. 18). Попутный облет Венеры при возвращении на Землю позволяет уменьшить менее чем на 10% импульс схода с орбиты спутника Меркурия, несколько уменьшает скорость входа в атмосферу Земли, но увеличивает продолжительность экспедиции на 50—80% [4.116].

## § 7. Операции на околопланетных орбитах, пролетных траекториях и поверхностях

До сих пор мы рассматривали такие схемы экспедиций, которые предусматривают или выход всей полезной нагрузки на околопланетную орбиту, или спуск ее целиком на поверхность планеты.

Но в большинстве проектов (кроме разве тех, в которых предусматривается использование газофазных ЯРД) корабль выходит на орбиту вокруг Марса, а затем на поверхность планеты, как и в третьем варианте экспедиции на Луну (§ 4 гл. 12), опускается лишь часть полезной нагрузки — посадочный аппарат, входящий в атмосферу со скоростью 3,5 км/с. Масса теплозащитного экрана будет невелика. Аппарат после заключительной встречи с кораблем остается на околопланетной орбите.

В случае, если выход на орбиту вокруг Марса осуществляется с помощью аэродинамического торможения, описанная схема дает чистый энергетический выигрыш по сравнению с вариантом спуска на поверхность всего межпланетного корабля: орбитальный корабль должен будет при отлете на Землю набрать лишь скорость, дополняющую круговую до необходимой гиперболической, а не всю гиперболическую скорость, как при старте с поверхности. Посадочный же отсек должен только выйти на орбиту, а не на гиперболическую траекторию отлета.

Если, однако, выход на орбиту вокруг Марса всего корабля осуществляется за счет ракетного торможения, то выигрыш в энер-



гии не будет безусловным, как при экспедиции на Луну: затрачивается топливо, которое при посадке всего корабля на поверхность могло бы быть сэкономлено благодаря сопротивлению атмосферы. Но вследствие того, что масса посадочного отсека может быть мала по сравнению с массой всего корабля, значительного выигрыша все же можно достичь. Чем меньше масса посадочного отсека, тем ближе расход топлива к случаю, когда посадка на поверхность вообще не производится. В предельном случае, когда массой посадочного отсека можно совсем пренебречь по сравнению с полной массой полезной нагрузки (автоматический посадочный зонд), экономия суммарной характеристической скорости составляет примерно 2 км/с.

Выход на орбиту вокруг Марса имеет и дополнительные непринципиальные преимущества: возможность тщательного выбора места посадки, использование корабля на орбите в качестве промежуточной станции для радиосвязи с Землей, соображения безопасности и т. д.

Экспедиция по схеме рис. 167 (§ 6) предусматривает по опубликованным расчетам [4.111] монтаж корабля массой 1190 т в течение 3 месяцев при посредстве 10 запусков ракет «Сатурн-5». Корабль несет 5 ядерных двигателей «Нерва-2» тягой 104 тс каждый, один из которых используется при старте с Марса посадочных отсеков (для чего требуется 30,4 т водорода). Двигатели отбрасываются по мере их использования: вблизи Земли, после выхода на орбиту вокруг Марса, после старта с нее. Полезная нагрузка 113 т, экипаж 8 человек.

По другому проекту [4.102] в случае 450-суточной экспедиции корабль может иметь массу 930 т на орбите в благоприятный период (1986 г.) и 1240 т в неблагоприятный период (1980 г.), если используется фторо-водородное топливо. Требуется 5—7 запусков модифицированных ракет «Сатурн-5».

В принципе возможна посылка на Марс космического корабля без его монтажа на околоземной орбите. Для этого необходимы носитель класса ракеты «Нова» (способный выводить на низкую орбиту полезную нагрузку 450 т), непременно использование ядерных двигателей на межпланетном корабле и обязательный спуск на Марс не всего корабля, а небольшого отсека с людьми. При этом, конечно, обязательно аэродинамическое торможение при спусках на Марс и на Землю [4.101].

Наконец, большой энергетический выигрыш можно получить, если основную часть корабля вообще не выводить на орбиту вокруг планеты, а заставить задержаться на орбите или на поверхности только небольшой пилотируемый отсек. Отсек отделяется от базового корабля еще до достижения планеты, спрямляет свой путь с помощью разгонного импульса собственной двигательной установки и достигает планеты раньше корабля. Недолгое время ожидания отсека проходит на околопланетной орбите или на поверхности пли-

неты (если речь не идет о Венере). В момент пролета основного корабля мимо планеты отсек с людьми стартует с орбиты или поверхности и осуществляет встречу с ним на гиперболической траектории. Космонавты переходят из отсека в базовый корабль. В случае экспедиции на Марс корабль затем совершает активный поворотный маневр, чтобы быстрее прибыть на Землю и встретиться по

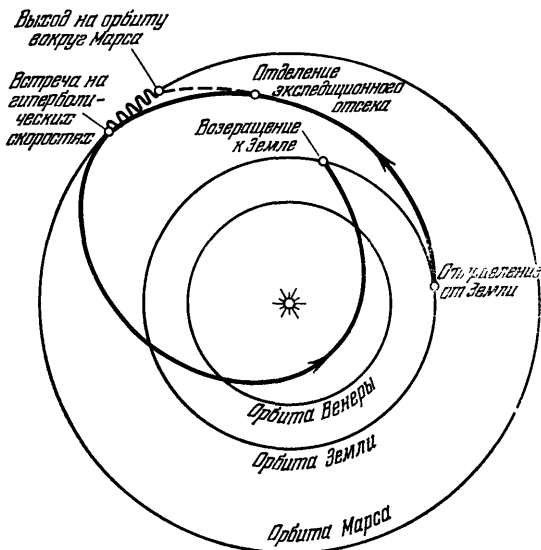


Рис. 169. Сочетание облета Марса с запуском пилотируемого спутника Марса [4 47].

пути Венеру (для уменьшения скорости входа в земную атмосферу). В случае экспедиции на орбиту вокруг Венеры активный маневр не нужен, и отсек, если бы не было коррекций, мог в принципе сопровождать базовый корабль до самой Земли. Энергетический выигрыш очевиден: в пределе («остановочный» автоматический зонд очень небольшой массы) вся операция эквивалентна простому (активному или пассивному) облету планеты [4.47, 4.112, 4.117].

На рис. 169 [4.47] показана описываемая схема экспедиции на орбиту вокруг Марса (волнистая линия — вид околопланетной орбиты в гелиоцентрической системе). Аналогично выглядит и схема высадки на поверхность (без волнистой линии).

В одном из исследований [4.117] посадка на Марс экспедиционного отсека предусматривается через 110 сут после его отделения. Время ожидания 2—3 недели. Активный маневр после встречи требует  $0,4 \div 2,4$  км/с (в разные периоды). Утверждается, что масса, выводимая на околоземную орбиту при использовании описанной операции, будет на 30% меньше той, которая бы понадобилась,

чтобы направить к Марсу два корабля, встречающиеся на орбите около него (очевидно, с той же полезной нагрузкой) [4.117].

Согласно другой работе [4.112] при полезной нагрузке 40,9 т, включая массу экспедиционного отсека 4,5 т, начальная масса корабля составит 240 т в благоприятный сезон и 450 т в неблагоприятный при удельном импульсе ЖРД 450 с, если отсек выводится на орбиту с перигелическим расстоянием 1,1 радиуса Марса и эксцентриситетом 0,72. Монтаж такого корабля требует двух запусков ракет «Сатурн-5» (в неблагоприятный сезон — модифицированных с присоединенными большими РДТТ), один из которых выводит разгонный блок для схода с околоземной орбиты.

Особый вариант описанной схемы заключается в посылке к Марсу двух кораблей, причем один совершает посадку или выходит на околопланетную орбиту, а другой пролетает планету и принимает на борт экипаж первого корабля после встречи с ним на гиперболической траектории [4.118].

Выше было показано, что даже в будущем, когда войдут в строй газофазные ЯРД, трудности пилотируемых полетов к планетам группы Юпитера будут велики. Неоднократно выражалась надежда, что с прогрессом космической техники окажется возможным заранее запланированное использование водорода, добываемого из льда на поверхностях некоторых спутников юпитерианских планет, в качестве рабочего тела ЯРДУ в последующих операциях

## § 8. Экспедиции на астероиды

В последнее время высказывается мнение, что экспедиция на какой-либо астероид должна предшествовать экспедиции на Марс. Дело в том, что из огромного числа астероидов нетрудно, по-видимому, выбрать объект для экспедиции, не требующий, во-первых, чрезмерных энергетических затрат и, во-вторых, слишком большой длительности экспедиции. Первому обстоятельству благоприятствует слабое притяжение даже самых крупных астероидов и то, что их орбиты в большинстве случаев имеют малые эксцентриситеты и умеренные наклоны (см. § 2 гл. 20). Что касается второго обстоятельства, то предоставляется возможность сократить до минимума время ожидания, если подобрать соответствующий астероид назначения.

Обратимся к схеме экспедиции на Марс при параболических траекториях полета в обоих направлениях (рис. 166 в § 5). Здесь время ожидания уже близко к нулю, так как момент прибытия на Марс отделен лишь 6 сутками от даты противостояния. Немного превысив третью космическую скорость, можно отправить корабль на Марс по такой траектории, что он прибывает на планету в момент противостояния и теоретически (если забыть об эксцентриситете и

наклоне орбиты) сможет в тот же момент отправиться по симметричной траектории в обратный путь.

Очевидно, для какой-то гипотетической планеты с определенным радиусом орбиты могла бы найтись аналогичная гомановская траектория перелета, позволяющая по прибытии к планете назначения сразу же отправиться в обратный путь по второй половине эллипса прибытия. Время гомановского перелета для этого должно быть равно 1; 1,5; 2; 2,5, ... годам, чтобы Земля могла прийти в начальную точку орбиты через 2; 3; 4; 5... лет после старта, когда туда же прибудет возвращающийся корабль. Для случая двухлетней экспедиции радиус  $R$  гипотетической орбиты (в а. е.) найдется из соотношения

$$1 = \frac{\sqrt{2}}{8} \sqrt{(1+R)^3}$$

(см. формулу (10) в § 4 гл. 13), откуда

$$R = \sqrt[3]{32} - 1 = 2,174 \text{ а. е.}$$

Близкие к этому значению большие полуоси орбит имеют астероиды группы Флоры. Орбита астероида Веста (диаметр 380 км) имеет большую полуось 2,3617 а. е., эксцентриситет 0,089, наклон  $7,13^\circ$ . Если пренебречь наклоном, то суммарная характеристическая скорость при полете по полуэллиптической орбите в перигелий Весты равна 12,410 км/сек, в афелий — 14,290 км/с. Если учитывать наклон, то энергетически оптимальные экспедиции на Весту (минимум суммы импульсов схода с околоземной орбиты и торможения при посадке на Весту и минимум скорости отлета с Весты; торможение у Земли аэродинамическое) возможны в 1974—1976 гг. и в 1978—1980 гг. Для первой экспедиции: старт в январе 1974 г. (4,375 км/с); посадка на Весту в январе 1975 г. (5,490 км/с); время перелета 1,042 года; время ожидания 0,365 сут; взлет с Весты в январе 1975 г. (5,270 км/с); возвращение на Землю в январе 1976 г.; время перелета 0,959 года; продолжительность всей экспедиции 2,002 года; суммарная характеристическая скорость 15,135 км/с. Соответствующие данные для второй экспедиции: март 1978 г. (5,338 км/с); декабрь 1978 г. (6,017 км/с); 0,770 года; 7,30 сут; январь 1979 г. (5,079 км/с); январь 1980 г.; 1,030 года; 1,820 года; 16,425 км/с. Увеличение импульсов скоростей на несколько десятков метров в секунду позволяет изменять время ожидания, снижая его до нуля или увеличивая в десятки раз [4.119].

Указанные значения суммарных характеристических скоростей примерно равны соответствующим значениям для «дважды гомановских» экспедиций на поверхности Венеры и Марса (во втором случае с реактивной посадкой; см. табл. 13 в § 5).

Малая сила тяжести на астероиде позволяет высадившимся на нем космонавтам быстро произвести обследование значительной

площади, совершая в скафандрах прыжки на высоту 1 км без риска затеряться в пространстве, если только радиус астероида превышает 1—2 км. Посадки на астероидах, вероятно, не потребуют специальных посадочных отсеков. Физической силы космонавтов будет достаточно, чтобы нужным образом установить корабль на поверхности. Можно думать, что поверхностные породы на астероидах окажутся более рыхлыми, чем на больших планетах, и космонавтам совсем легко будет вырыть пещеры для защиты от метеоритов и вспышек на Солнце [4.120].

### § 9. Использование кораблей с малой тягой

Нетрудно предвидеть выгоды, которые сулит применение кораблей с малой тягой для межпланетных полетов человека.

Очевидно, межпланетный корабль с двигателями малой тяги (электрическими или солнечными) должен выводиться на околоземную орбиту с помощью мощной ракеты-носителя или, скорее всего, монтироваться на орбите. Затем осуществляется маневр ухода по спирали из сферы действия Земли, после чего начинается гелиоцентрическое движение при сложном управлении тягой корабля, которое должно обеспечить возможность захвата корабля полем тяготения планеты-цели. Внутри сферы действия посредством торможения осуществляется спуск на низкую орбиту искусственного спутника по скручивающейся спирали.

Чтобы вернуться на Землю, корабль, двигаясь по раскручивающейся спирали, достигает параболической скорости и, вырвавшись из сферы действия планеты-цели, переходит на гелиоцентрическую траекторию. Если не ставится задача повторного использования корабля, то этап снижения на низкую орбиту спутника Земли может быть заменен непосредственным входом в атмосферу посадочного отсека и последующим его аэродинамическим торможением.

Полезная нагрузка межпланетных кораблей с малой тягой должна составлять значительную часть начальной массы корабля. Она всегда может быть еще увеличена дополнительно, если сознательно пойти на увеличение продолжительности экспедиции. Этот метод не может быть использован в случае применения импульсных ракет, так как увеличение продолжительности экспедиции сверх того времени, которое требуется при использовании гомановских траекторий, смысла не имеет.

Задача отыскания оптимального управления тягой при перелете с помощью электрического двигателя заключается в том, чтобы, задавшись определенным уровнем полезной нагрузки, совершить путешествие в возможно более сжатые сроки или, наоборот, задав продолжительность экспедиции, совершить ее при максимальной полезной нагрузке.

На рис. 170, а и б показаны траектории полета к Марсу и обратно, рассчитанные с учетом эксцентриситета и наклона орбиты Марса [4.25, 4.121]. Предполагается, что двигатель позволяет регулировать величину и направление тяги во время полета.

Старт с околоземной орбиты производится 24 марта 1971 г. Через 50 сут (12 мая) достигается параболическая скорость. Еще через

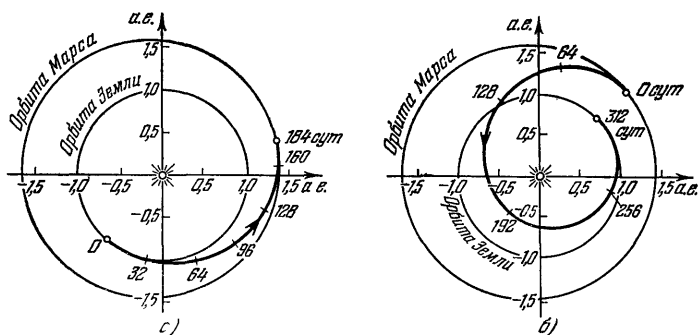


Рис. 170 644-суточная экспедиция Земля — Марс — Земля на кораблях с двигателями малой тяги: а) траектория Земля — Марс; б) траектория Марс — Земля [4.121].

184 сут, 12 ноября 1971 г., корабль достигает района Марса и начинает спиральный спуск, заканчивающийся через 24 сут. После этого немедленно начинается разгон по раскручивающейся спирали, заканчивающийся еще через 24 сут, 30 декабря 1971 г. Таким образом, время пребывания в окрестности Марса совершенно не включает в себя пассивного полета корабля. Гелиоцентрический перелет Марс — Земля продолжается 312 сут, и 7 ноября начинается спиральный спуск на орбиту спутника Земли, заканчивающийся через 50 сут, 27 декабря 1972 г. Вся экспедиция продолжается 644 сут, и общая ее схема сильно напоминает 400—500-суточные импульсные экспедиции; схема типичной такой экспедиции была показана на рис. 167 (§ 6).

Для операции, изображенной на рис. 170, полезная нагрузка составляет 19% начальной массы корабля на околоземной орбите; на двигательную установку (включающую в себя в бортовую электростанцию) приходится 24% ее, а на рабочее тело — 57%. Эти данные соответствуют двигательной установке с довольно большой «удельной массой»: на каждый киловатт выходной мощности реактивной струи приходится 10 кг массы. Если же «удельную массу» уменьшить вдвое, то доля полезной нагрузки возрастает до 36% за счет рабочего тела, на которое теперь приходится лишь 40% массы корабля [4.25].

Столь большой доли полезной нагрузки мы не видели, когда занимались импульсными полетами. А ведь в излагаемой схеме экспедиция завершается выходом на околоземную орбиту, а не

входом в атмосферу. Наконец, высказывалось убеждение, что уже в ближайшие годы удельная масса ядерно-электрической установки сможет снизиться до 1 кг на киловатт выходной мощности реактивной струи [4.122].

Для того чтобы читатель мог получить представление о тех оптимальных траекториях и программах тяги, которые возможны приводятся рис. 171 [4.123] и 172 [4.25]. На этот раз свобода управления тягой ограничена («нерегулируемый двигатель»): тяга неизменна по величине, но может менять необходимым образом свое направление, а также, конечно, выключаться. Предполагается, что путешествие оканчивается аэродинамическим торможением при входе в атмосферу Земли (что может привести к посадке на Землю или в принципе к выходу на орбиту спутника). Предполагается пассивный полет вокруг Марса в течение какой-то части времени пребывания в его окрестности. Этот отрезок времени выбирается так, чтобы удовлетворить главной цели — добиться минимума продолжительности всей экспедиции. При этом задаются тяга, расход и суммарное время работы двигателя. Высоты начальной околоземной орбиты и конечной вокруг Марса — 300 км. Бросается в глаза внешнее сходство некоторых траекторий с траекториями, показанными на рис. 167, 168 (§ 6).

На рис. 172, б показаны траектории, соответствующие большей продолжительности путешествия, чем минимальная. Благодаря этому появляются пассивные участки траектории (пунктирные).

Продолжительности экспедиций к Венере имеют примерно те же значения, что и экспедиций к Марсу. Максимальное ускорение  $2 \div 3 \text{ мм/с}^2$  ( $\approx 2 \div 3 \cdot 10^{-4} g$ ) обеспечивает полеты к Марсу или Венере с возвращением на Землю примерно через 1,5 года. Полет к Марсу продолжительностью 1,5 года возможен даже при максимальном ускорении  $1 \text{ мм/с}^2$ . Период ожидания (между выходом на орбиту высотой 300 км над поверхностью Марса и стартом с нее) может быть равен нулю, но может без лишних затрат рабочего тела быть увеличен примерно на 50 сут для Марса и 25 сут для Венеры, если вся экспедиция удлинится на 40 сут. Уменьшение полной продолжительности экспедиции вдвое требует увеличения на порядок как величины реактивного ускорения, так и расхода энергии (точнее, величины  $J$ ; см. § 2 гл. 3) [4.124].

Обратимся теперь к экспедиции на орбиту вокруг Юпитера. Если считать, что корабль приближается к Юпитеру до высоты орбиты его ближайшего спутника Амальтеи (182 000 км), то вся экспедиция продолжается 1090 сут при максимальном реактивном ускорении  $a_p = 2 \text{ мм/с}^2$  и 1000 сут при  $a_p = 3 \text{ мм/с}^2$ <sup>1)</sup>. Продолжительность спуска до орбиты Амальтеи и последующего разгона с нее до

<sup>1)</sup> При максимальном  $a_p = 5 \text{ мм/с}^2$  это время уменьшается лишь до 890 сут [4.124].

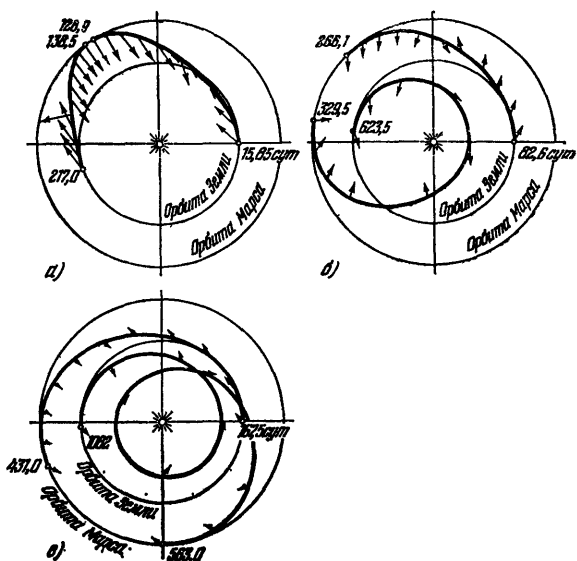


Рис 171. Оптимальные траектории и программы тяги для экспедиций Земля — Марс — Земля на кораблях с двигателями малой тяги при скорости истечения  $w=200$  км/с и начальных реактивных ускорениях  $a_{po}$  равных а)  $5 \cdot 10^{-4}$  г, б)  $10^{-4}$  г; в)  $0,5 \cdot 10^{-4}$  г [4.123].

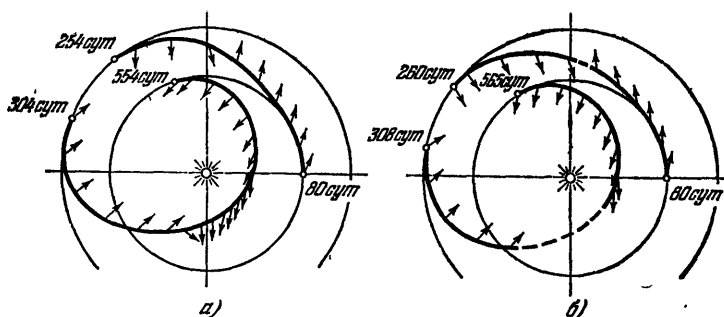


Рис. 172. Оптимальные траектории и программы тяги для экспедиций Земля — Марс — Земля при  $w=80$  км/с,  $a_{po}=10^{-4}$  г [4.25]: а) случай минимальной продолжительности экспедиции; б) случай большой продолжительности (пунктир — пассивный участок траектории)



параболической скорости равна 270 и 180 сут. Благодаря мощному полю тяготения Юпитера на спиральное движение вблизи него тратится столько же рабочего тела, как и на перелеты туда и обратно между орбитами Земли и Юпитера. Энергетические затраты на экспедицию к Юпитеру примерно втрое больше, чем на экспедиции к Марсу и Венере [4.124].

Как видим, экспедиции с малой тягой не дают выигрыша во времени по сравнению с импульсными перелетами при технически реальных реактивных ускорениях, но дают большой выигрыш в полезной нагрузке. Выигрыш во времени при полетах к дальним планетам обнаруживается, как мы знаем (глава 14), если цель полета — простой пролет мимо планеты, без выхода на орбиту и без возвращения на Землю. К пилотируемым полетам это не может отнестись.

Полет человека на борту электрического корабля встретит ряд трудностей. Опасность вызывает долгое время пребывания в околоземном поясе радиации и в поясах радиации других планет (например, Юпитера); часть полезной нагрузки уйдет на создание усиленной радиационной защиты. Биологи высказывают опасение, что мощное магнитное поле на борту электрического корабля может задерживать обновление клеток организма.

Несомненно, межпланетные корабли с малой тягой смогут хорошо служить в качестве перевозчиков грузов. Можно себе представить, что в будущем до запуска к Марсу пилотируемого корабля с людьми будет дан старт грузовому электрическому кораблю, который, двигаясь «малой скоростью», доставит «багаж космонавтов» на орбиту вокруг Марса уже после их прибытия туда.

По мнению некоторых специалистов, электрические корабли при полетах к Юпитеру окажутся более выгодными и по полезной нагрузке, и по продолжительности полета, чем ядерные ракеты. Ядерные двигатели, возможно, будут использоваться на вторых или третьих ступенях ракет-носителей для вывода на околоземную орбиту кораблей, снабженных электрическими двигателями [4.125].

Как это ни удивительно, но уже выражается уверенность, что и солнечный парус сможет послужить в качестве двигателя для корабля с человеком: квадратный парус  $2000 \times 2000$  м доставит к Марсу и обратно корабль массой 25 т за  $900 \div 1000$  сут [4.32]. Легко себе представить, что в будущих межпланетных перелетах солнечные паруса иногда смогут играть роль резервного двигателя в случае, например, внезапной потери топлива из-за пробоя бака крупным метеоритом. Вспомним плавание в 1934 г. под парусами ледокольного парохода «Сибиряков», потерявшего гребной винт во льдах Берингова моря <sup>1)</sup>.

<sup>1)</sup> В научно-фантастическом рассказе А. Кларка «Солнечный ветер» происходят спортивные состязания солнечных яхт, стартовавших со стационарной орбиты (см. также [4.46]).

## § 10. Немного о будущем

Мы видели, какие усилия тратятся специалистами, чтобы добиться максимального сокращения длительности экспедиций. С этой целью, в частности, стремятся уменьшить период ожидания до такой степени, чтобы только могла быть проведена минимальная программа исследований. Между тем неизбежно наступление момента, когда научные задачи станут столь сложны, что потребуют длительного пребывания на планете. Например, понадобятся продолжительные экскурсии в области, отдаленные на сотни километров от места высадки космонавтов на Марсе. Сделается необходимым создание если не полностью стационарных баз на Марсе (с регулярно сменяемым персоналом), то хотя бы полустационарных — с временным, но длительным обитанием на них людей. Тогда, возможно, и «дважды гомановские» экспедиции представят интерес. Но пройдет немало времени, прежде чем люди на Марсе отважатся пропустить благоприятный для возвращения на Землю момент, чтобы сознательно остаться на Марсе на целый синодический период. Увы, природные условия, возможно, вообще этого не допустят...

Сложные межпланетные экспедиции требуют для своего осуществления большой начальной массы стартующего с околоземной орбиты корабля. Как видно из приводившихся выше многочисленных расчетов, даже использование такой мощной ракеты-носителя, как «Сатурн-5», требует многих стартов с Земли для сборки одного корабля на орбите. Использование орбитального самолета «Шатл» сделает всю операцию, возможно, более дешевой, но, пожалуй, еще более громоздкой: количество запусков увеличится примерно в пять раз. Поэтому не прекращаются исследования по разработке носителей, способных выводить на низкую околоземную орбиту значительно большие нагрузки, вплоть до 2000 т [4.126]. Важнейшую роль должно сыграть использование воздушно-реактивных двигателей, а на верхних ступенях — ядерных двигателей, особенно жидко- и газофазных.

В свое время, очевидно, будет разработана и транспортная система, аналогичная той, о которой говорилось в § 6 гл. 12 применительно к лунным операциям. При этом особое значение должно иметь экономическое обоснование такой системы. Такое обоснование тесно связано с механикой космического полета. В конечном счете критерием оптимизации станет не минимум энергетических затрат и не минимальная масса на околоземной орбите, а какой-то стоимостный критерий.

Позволим себе немного помечтать. Некоторые специалисты выражают уверенность <sup>1)</sup>, что где-то в конце текущего столетия или

<sup>1)</sup> См., например, статью В. Курта в сборнике докладов американского симпозиума 1966 г. [4.127].

начале следующего удастся создать газофазные ЯРД совершенно безопасные для окружающей среды, так называемые «газофазные ЯРД с прозрачной ампулой». Сообщая скорость истечения порядка 50 км/с и больше, такие двигатели могли бы включаться у поверхности Земли. Оснащенный ими корабль напомнил бы те корабли, которые так полюбились авторам научно-фантастических романов и их читателям. Эти книжные корабли как будто бы вовсе не нуждаются в запасах рабочего тела, стыковке для заправки, не отбрасывают никаких ступеней и т. д. Что ж, корабль с «газофазными ЯРД с прозрачной ампулой» во многом напоминал бы корабли фантастов. Обладая массой 150 т (в 12 раз меньше «Шатла!»), он при скорости истечения 50 км/с мог бы, неся полезную нагрузку 50 т, стартовать с поверхности Земли, чтобы, нигде не заправляясь, совершить 6-летнюю экспедицию с выходом на низкую орбиту, проходящую внутри кольца Сатурна, и дополнительным маневрированием в его окрестностях.