

Глава 14

МЕЖПЛАНЕТНЫЕ ПОЛЕТЫ С МАЛОЙ ТЯГОЙ

§ 1. Траектории достижения планет

В §§ 8, 9 гл. 5 мы уже затрагивали вопрос о движении с малой тягой в околоземном пространстве. Мы видели, что при старте с низкой околоземной орбиты космический аппарат с помощью двигателей малой тяги после многих оборотов вокруг Земли по раскручивающейся геоцентрической спирали достигнет параболической скорости и тем самым обеспечит себе выход из сферы действия Земли. Например, при реактивном ускорении 3 мм/с^2 оказалось возможным через 26,16 сут полета достичь на расстоянии 320 300 км от Земли параболической скорости, а дальнейшее действие двигателя довело еще через 7,8 сут скорость космического аппарата до 3 км/с (на расстоянии 1 673 000 км).

Если после достижения скорости 3 км/с выключить двигатель, то космический аппарат уже, как мы знаем (см. столбец 5 табл. 6), сможет достичь Марса. При этом, конечно, необходимо соблюсти определенное направление выхода из сферы действия Земли.

Можно было бы ограничиться параболической скоростью и тем самым достичь «местной бесконечности» с нулевой скоростью, т. е. выйти на гелиоцентрическую орбиту, совпадающую с орбитой Земли. Обычно именно так и считают, не вникая особенно в то, на каком расстоянии от Земли достигается параболическая скорость. Затем предстоит полет с орбиты Земли в намеченном направлении. О притяжении Земли уже можно забыть и просто рассматривать задачу о полете с малой тягой в центральном поле тяготения, что мы и делали в главе 5. Если тяга будет направлена в сторону движения, то космический аппарат начнет двигаться по раскручивающейся спирали, приближаясь к орбитам Марса и других внешних планет. Если же направить тягу в противоположную сторону, то космический аппарат начнет по скручивающейся спирали приближаться к Солнцу и его траектория пересечет орбиты Венеры и Меркурия.

При полете к внешним планетам можно поставить задачу наиболее экономного достижения параболической скорости относительно

Солнца. Для этого вектор тяги должен быть заключен между касательной к траектории и трансверсалью.

Радиальное направление тяги также теоретически не исключено, так как условие $\alpha > 1/8$, о котором говорилось в § 8 гл. 5, на расстоянии от Солнца, равном радиусу земной орбиты, может реально осуществляться (гравитационное ускорение от Солнца равно всего лишь $0,6 \cdot 10^{-4} g$). Обеспечить постоянное направление тяги в сторону, противоположную Солнцу, технически несложно. Если бы технические условия допустили, то было бы удобно регулировать величину тяги таким образом, чтобы она изменялась обратно пропорционально квадрату расстояния от Солнца, т. е. по такому же закону, как и притяжение Солнца. Тогда космический аппарат оказался бы как бы погруженным в ослабленное центральное поле тяготения и полеты происходили бы по гелиоцентрическим эллипсам, параболам и гиперболам.

Гелиоцентрическая спиральная траектория имеет важное отличие от геоцентрической спирали: витки ее располагаются гораздо менее тесно. Это объясняется тем, что тяга космического аппарата во много тысяч раз меньше силы притяжения Земли, когда аппарат начинает свой спиральный разгон, стартуя с околоземной орбиты. Но та же тяга вполне сравнима по величине с силой притяжения Солнца, которая нас интересует в гелиоцентрическом движении. Поэтому траектория космического аппарата, улетающего с орбиты Земли, с самого начала сильно отличается от этой орбиты.

При полете к внешним планетам рано или поздно будет достигнута местная параболическая скорость относительно Солнца. После этого при выключенном двигателе могут быть достигнуты самые удаленные окрестности Солнечной системы.

Двигатели малой тяги обеспечивают широкий диапазон реактивных ускорений, которые все «малы», но малы по-разному.

Если малая тяга, сообщающая ускорение $6 \cdot 10^{-6} g$, направлена по касательной к гелиоцентрической траектории, то лишь через 3,58 года после старта с орбиты спутника Земли аппарат покинет земную сферу действия и лишь через 9,73 года после старта вблизи орбиты Юпитера (на расстоянии 4,66 а. е. от Солнца) достигнет местной параболической скорости. Еще через 0,58 года пассивного полета по параболе космический аппарат пересечет орбиту Сатурна [4.24]. Весь перелет будет продолжаться значительно дольше, чем полет по параболической траектории с помощью химической ракеты (см. столбец 4 табл. 7 в § 4 гл. 13). Естественно, что полет со столь малым реактивным ускорением (характерным, например, для гипотетических двигательных систем, основанных на прямой реакции продуктов ядерного распада) крайне невыгоден.

К счастью, электроракетные двигатели способны сообщить космическому аппарату значительно большие ускорения — порядка $10^{-5} \div 10^{-4} g$. В этом случае параболическая скорость относитель-

но Солнца сможет быть достигнута значительно раньше, а движение по геоцентрической спирали будет исчисляться месяцами. Полет до Юпитера с начальным ускорением $6 \cdot 10^{-5} g$ будет продолжаться 1,67 года (ср. данные табл. 6 и 7). Марс может быть достигнут менее чем за один виток. Гелиоцентрическая траектория вне сферы действия Земли будет при этом напоминать не спираль, а «разогнутую» дугу эллипса.

Выше, при рассмотрении траекторий импульсного характера, мы видели, какой крупный выигрыш во времени дает полет по параболической траектории относительно Солнца по сравнению с гомановскими траекториями. Понятно, что чем раньше при полете с малой тягой будет достигнута параболическая скорость относительно Солнца, тем лучше.

Полеты с реактивными ускорениями порядка $10^{-4} g$ позволяют перейти к параболическому полету значительно раньше, чем в рассмотренном примере, но все же это происходит где-то за орбитой Марса. Еще лучше должно обстоять дело, если малая тяга продолжает действовать и после достижения параболической скорости. Поэтому использование электроракетных двигателей весьма перспективно при исследовании дальних планет. Даже при начальном ускорении порядка $10^{-6} g$ будет получен выигрыш во времени при полетах к Нептуну и Плутону [4.24].

§ 2. Перелеты на орбиты искусственных спутников планет

До сих пор мы рассматривали траектории полета с малой тягой, обеспечивавшие простой гиперболический пролет мимо планеты назначения. Космический аппарат, снабженный двигательной системой малой тяги, может совершить посадку на планету, используя для торможения или ракетный двигатель большой тяги, или «атмосферную подушку» планеты. Однако для космического аппарата с малой тягой особенный интерес представляет выход на орбиту искусственного спутника планеты. Масса такого спутника может быть существенно больше массы спутника, выводимого на орбиту методами, излагавшимися в предыдущих главах (исключая случай аэродинамического торможения), при условии, что массы космических аппаратов, сошедших с околоземной орбиты, будут одинаковы.

Выход аппарата с малой тягой на околопланетную орбиту должен происходить по скручивающейся спирали, причем планетоцентрическую скорость входа можно принять равной нулю и заставить аппарат изменять внутри сферы действия планеты свою скорость по программе, обратной программе выхода из сферы действия. Естественно, что в момент подхода к орбите планеты назначения гелиоцентрическая скорость космического аппарата должна быть равна орбитальной скорости планеты.

Иными словами, задача перелета с орбиты спутника Земли на орбиту спутника, например, Марса распадается на три этапа [4.25] 1) выход из сферы действия Земли; 2) перелет между орбитами Земли и Марса, причем обе планеты рассматриваются как непритягивающие точки, движущиеся вокруг Солнца ¹⁾; 3) спуск на орбиту спутника Марса.

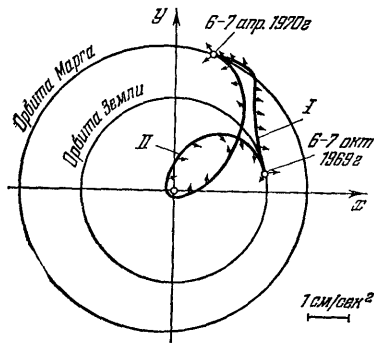


Рис 128 Две оптимальные траектории Земля — Марс с одинаковыми датами отлета и прибытия и одинаковыми энергетическими затратами [4.27]

Операция на втором этапе должна перевести космический аппарат из одной точки пространства в другую при заданных векторах скорости в начале и в конце пути. При этом перелет должен быть энергетически оптимальным, т. е. требовать минимальной затраты рабочего тела ²⁾. Такой перелет требует сложного управления тягой, которая должна по возможности менять непрерывно и свою величину и направление. Можно заранее предвидеть, что необходимость затормозить полет примерно с середины пути, чтобы стал возможен выход на околопланетную орбиту, увеличит продолжительность перелета. К этому еще добавится время спуска на орбиту спутника.

Для расчета таких траекторий иногда применяют следующий приближенный метод [4.26]. Точки начала и конца полета соединяют подходящей кеплеровой траекторией, и рассматриваются возмущения, которые вызывает в полете малая тяга. Этот метод особенно точен, когда полет не слишком длинен и продолжителен.

На рис. 128 показаны две оптимальные траектории перехода между орбитами Земли и Марса, требующие одинаковых энергетических затрат [4.27]. Стрелки показывают, как изменяется в течение полета вектор реактивного ускорения. Траектория II, огибающая Солнце, длиннее траектории I, но проходит за то же время из-за того, что аппарат сильно разгоняется Солнцем.

В случае рис. 128 существовала полная возможность свободно распоряжаться величиной и направлением тяги (а следовательно, и ракетного ускорения). Но так может быть не всегда. Технические условия могут быть, например, таковы, что тяга не способна менять свою величину, а может лишь включаться или выключаться, но при

¹⁾ Аналогично перелету с малой тягой с одного искусственного спутника Земли на другой (см § 8 гл. 5)

²⁾ Критерий J , о котором говорилось в § 2 гл. 3, должен иметь минимальное значение.

том принимает любое нужное направление. На рис. 129 показана 160-суточная оптимальная траектория Земля — Марс (без учета спиральных траекторий в сферах действия планет) при таком управлении тягой. Часть траектории является пассивной. На рис. 130 показана также 160-суточная оптимальная траектория при еще более стесненных условиях управления тягой, когда ось двигателя

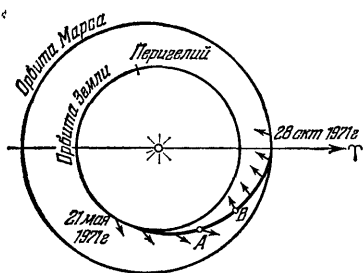


Рис 129 160 суточная оптимальная траектория Земля—Марс при постоянной по величине тяге и оптимальном управлении ее направлением (А — выключение, В — включение двигателя) [4 28]

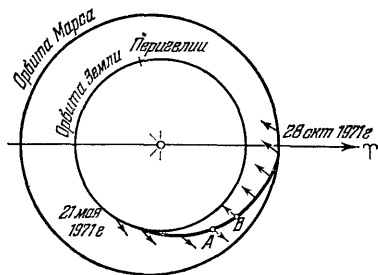


Рис 130 160 суточная оптимальная траектория Земля — Марс с постоянной по величине и ориентации тягой (А — выключение, В — включение двигателя) [4 28]

на одной части траектории образует постоянный угол с осью аппарата, ориентированной на Солнце, а на другой — тоже постоянный, но другой угол [4.28].

Может показаться странным, что как в задаче о пролете мимо какой-либо планеты, так и в задаче о выходе на орбиту спутника планеты обычно считают, что гелиоцентрическое движение начинается со скоростью, равной орбитальной скорости Земли, т. е. предполагают геоцентрическую скорость выхода равной нулю. Мы ведь знаем, что после того, как достигнута параболическая скорость внутри сферы действия Земли, разгон с помощью двигателя малой тяги может продолжаться, и на границу сферы действия Земли аппарат выйдет с какой-то определенной скоростью. Фактически так всегда и будет, но для простоты расчетов можно считать, что после достижения параболической скорости полет до границы сферы действия Земли является пассивным, а затем двигатель действует так, как он фактически и действовал бы еще внутри сферы действия Земли. Конечный результат в смысле времени перелета и затраченного рабочего тела от этого не изменится. Но, конечно, когда дело дойдет до проектирования конкретной траектории и нужно будет следить с Земли за фактическим полетом, расчет будет вестись с учетом того, что полет до выхода из сферы действия Земли все время является активным.

И еще одно замечание. Разнообразие программ управления при полетах с малой тягой говорит о том, что траектории малой

тяги чувствительны к ошибкам управления, а следовательно, и к корректирующим маневрам, также производимым при помощи малой тяги.

§ 3. Солнечный парус

Проблема выхода космического аппарата с солнечным парусом из сферы действия Земли была рассмотрена в § 10 гл. 5. Управление парусом вне сферы действия Земли более просто. Если заставить парус поворачиваться так, чтобы солнечные лучи все время были перпендикулярны к его поверхности, то космический аппарат

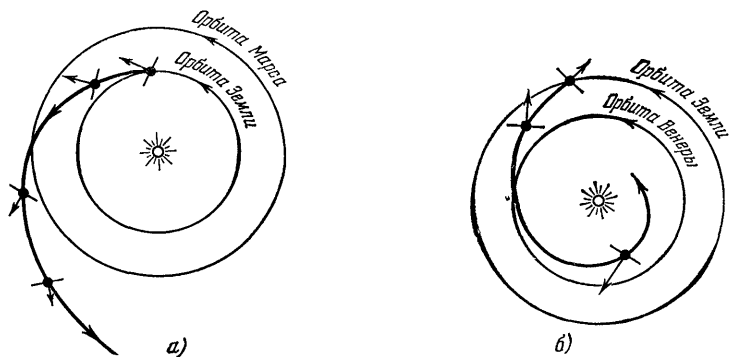


Рис. 131. Схема полета с солнечным парусом: а) к внешним планетам; б) к внутренним планетам. Стрелки — векторы сил тяги.

окажется «погруженным в ослабленное поле тяготения» и начнет двигаться вокруг Солнца по эллиптической, параболической или гиперболической орбите.

Как показывают расчеты, аппарат массой 0,5 т смог бы при парусе диаметром 300 м, сделанном из пленок с поверхностной плотностью 0,2 мг/см², достичь Марса по полуэллиптической траектории за 286 сут. Такой парус сообщал бы на орбите Земли ускорение $1 \text{ мм/с}^2 \approx 10^{-4} g$, что составляет примерно $\frac{1}{6}$ ускорения солнечного притяжения. При диаметре паруса 2 км корабль массой 5 т смог бы покинуть Солнечную систему [4.5].

Но выгоднее всего повернуть парус так, чтобы солнечный свет «дул почти в корму» корабля в его движении вокруг Солнца. При этом солнечные лучи будут косо падать на парус (от этого уменьшится давление), но зато сила тяги паруса будет направлена почти в сторону движения. Корабль по спирали начнет удаляться от Солнца (рис. 131, а).

На первый взгляд может показаться, что солнечный парус не позволяет приблизиться к Солнцу, но это не так. Расположив парус таким образом, чтобы давление солнечного света тормозило движе-

ние корабля, мы заставим его двигаться по спирали внутрь нашей планетной системы, т. е. к орбитам Венеры и Меркурия (рис. 131, б).

Достигнув района планеты назначения, аппарат с солнечным парусом может пролететь мимо планеты, но может также в течение нескольких недель совершить сложное маневрирование парусом, учитывающее вблизи планеты существование затененной области пространства, чтобы снизиться к планете и выйти на орбиту ее искусственного спутника.

Если управление парусом осуществляется таким образом, что солнечные лучи падают на него под неизменным углом (это управление просто по идее, но не является оптимальным), то движение космического аппарата вне сферы действия Земли происходит по так называемой *логарифмической спирали*. Такой программе управления примерно соответствуют траектории, изображенные на рис. 131 (логарифмическая спираль пересекает все круговые орбиты под одинаковыми углами). Подобные перелеты должны быть выгодны с точки зрения их продолжительностей. Описанный выше парус диаметром 300 м при должной неизменной ориентации относительно солнечных лучей доставил бы полезный груз в 0,5 т к Марсу за 247 сут [4.5, 4.29].

По другим расчетам, тот же корабль, но с парусом диаметром 500 м сможет достичь Марса за 118 сут (не считая нескольких недель для выхода из сферы действия Земли) [4.5, 4.30]. Заметим, что импульсный гомановский перелет требует 259 сут (см. табл. 6).

К сожалению, однако, дело обстоит сложнее, чем может показаться. Логарифмическая спираль пересекает орбиту Земли (как и другие орбиты) под некоторым углом. Например, для указанного выше случая 247-суточного перелета этот угол должен составлять $8,5^\circ$. Для соответствующего направления гелиоцентрической скорости выхода из сферы действия Земли геоцентрическая скорость выхода должна, как показывает несложный расчет, равняться 4,4 км/с [4.29]. Но может ли аппарат с солнечным парусом, стартовавший с околоземной орбиты, выйти к границе сферы действия Земли с такой скоростью? Это сомнительно. Скорее всего эту скорость придется добавлять с помощью химического двигателя. Но тогда уж проще добавить эту скорость в нужном направлении и достичь Марса за гораздо более короткое время. По аналогичной причине понадобится дополнительный тормозный импульс при достижении планеты назначения, чтобы стал возможным выход на орбиту ее искусственного спутника.

Однако доказано, что перелет с орбиты Земли на орбиту другой планеты с помощью солнечного паруса возможен (при определенной программе изменения наклона паруса) по траектории, не пересекающей, а лишь касающейся орбит Земли и планеты назначения, причем начальная и конечная гелиоцентрические скорости равны орбитальным скоростям Земли и планеты. Но, к сожалению, продолжи-

тельность перелета теперь будет гораздо больше. Например, при описанном выше парусе диаметром 300 м, создающем при нагрузке 0,5 т, если солнечные лучи падают на него отвесно, на расстоянии 1 а. е. от Солнца ускорение $1 \text{ мм/с}^2 \approx 10^{-4} g$, перелет с орбиты Земли до орбиты Марса продолжался бы 405 сут. Даже если бы ускорение увеличилось вдвое (для чего при той же нагрузке диаметр паруса должен был бы равняться примерно 500 м), полет до Марса продолжался бы 322 сут, до Венеры — 164 сут, до Меркурия — 0,53 года, до Юпитера — 6,6 года, до Сатурна — 17 лет, до Урана — 49 лет, до Нептуна — 96 лет, до Плутона — 145 лет [4.31].

Последние приведенные данные о продолжительности перелетов с солнечным парусом с околоземной орбиты на околопланетную малолушеительны. Однако следует иметь в виду, что перелеты, не ставящие целью снижение на орбиту искусственного спутника исследуемой планеты, а ограничивающиеся лишь пролетом мимо планеты, будут мало отличаться от перелетов по логарифмической спирали. Наконец, увеличение площади парусов позволит сократить время перелета, хотя управление огромными тонкими пленками представляет тяжелую техническую задачу.

§ 4. Разработки космических аппаратов с двигателями малой тяги

Еще не происходило никаких межпланетных полетов с малой тягой. Однако опубликованных детальных разработок аппаратов для полетов к планетам, астероидам и кометам уже очень много.

Уже в начале космической эры было высказано мнение ¹⁾, что время полета к Венере и Марсу для химических и ионных ракет примерно одинаково. Но Юпитер уже может быть достигнут через 1,5 года после старта ионного космического аппарата со спутника Земли (ср. данные табл. 6 и 7 в § 4 гл. 13). Космический аппарат с начальной массой 16 т (в том числе рабочее тело 8,8 т) мог бы донести 1 т полезной нагрузки до Плутона за 3 года (вместо 19 лет при старте химической ракеты с третьей космической скоростью) при скорости истечения 200 км/с и начальном реактивном ускорении $10^{-4} g$ (мощность атомной энергетической установки предполагалась равной 1900 кВт). Еще за один год полета аппарат удалился бы на вдвое большее расстояние даже при выключенном двигателе.

Если еще учесть выигрыш, который дают электрические двигатели в полезных нагрузках, то их преимущества станут очевидны. Выведение космических аппаратов с малой тягой на орбиты искусственных спутников планет не дает выигрыша во времени по сравнению с химическими двигателями, но также приводит к увеличению полезных грузов.

¹⁾ Stuhlinger E.— Flight, 1960, v. 77, № 2656.

Современные зарубежные разработки космических аппаратов с электроракетными двигательными установками (ЭРДУ) предусматривают использование как солнечных ЭРДУ (СЭРДУ), снабженных большими панелями солнечных элементов, так и ядерных ЭРДУ (ЯЭРДУ), черпающих энергию от бортового ядерного генератора. При этом первые должны использоваться при полетах к Меркурию, Венере, Марсу, астероидам, в окрестность Солнца, а вторые — к планетам группы Юпитера и кометам (изредка встречаются проекты полетов к Юпитеру с СЭРДУ). Проектируются универсальные аппараты с ЭРДУ, которые можно использовать в самых различных операциях (в том числе на околоземных орбитах). В последнее время предусматривается, как правило, их первоначальный вывод на околоземную орбиту с помощью космического самолета.

В конце 60-х — начале 70-х годов в США был опубликован ряд исследований, в которых рассматривались упрощенные схемы перелетов, когда отсутствует спиральная «раскрутка» при выходе из сферы действия Земли (ее заменяет гипербола ухода с помощью ракетной ступени), а иногда и спираль снижения к планете. Это сокращает время перелета и упрощает управление, хотя и уменьшает выигранный в полезной нагрузке.

Дата первого полета проектировавшегося в США аппарата SEPS, снабженного СЭРДУ, все время переносилась из-за сокращения ассигнований, причем в 1976—78 гг. в качестве альтернативы всерьез рассматривался солнечный парус (как квадратный, так и роторный), внезапно потерявший свою экзотичность. Причина заключалась в его относительной дешевизне. Предлагались полеты стандартизированных аппаратов с солнечным парусом к кометам, астероидам, доставка образцов грунта с Марса и др.

В одной из работ указывалось, что с помощью солнечного паруса за 500—700 сут на орбиту вокруг Марса может прилететь космический аппарат массой 5—7,5 т, на борту которого находится посадочно-взлетный отсек (масса 550 кг) для забора грунта с поверхности планеты. Таким путем на низкую орбиту вокруг Земли может быть доставлено 160 кг марсианских пород — в 200 раз больше, чем по проекту использования термохимических двигателей. Парус должен представлять собой квадрат размером 800 × 800 м и удерживаться ферменной конструкцией, в раскрытом виде напоминающей зонт. Поверхностная плотность паруса 33 мг/см² [4.32].

Когда удастся производить непосредственно в космосе отражательную пленку толщиной 0,015 ÷ 0,100 мкм, солнечные паруса, возможно, станут основным средством для полетов по Солнечной системе (включая даже полеты человека)¹⁾.

¹⁾ Drexler K. E. High performance solar sails and related reflecting devices.— AIAA Pap., 1979, № 1418 (AP, 1980, № 4).