

Глава 5

АКТИВНОЕ ДВИЖЕНИЕ В ОКОЛОЗЕМНОМ ПРОСТРАНСТВЕ

§ 1. Выведение спутника на орбиту с низким перигеем

При выведении спутника на орбиту ракета-носитель обычно сообщает ему начальную скорость после пересечения плотных слоев атмосферы на высоте, не меньшей 140 км. В момент, когда достигнута необходимая орбитальная скорость, двигатель последней ступени ракеты-носителя выключается. Далее от этой ступени могут отделяться один или несколько искусственных спутников, предназначенных для разных целей. В момент отделения спутник получает небольшую дополнительную скорость. Поэтому начальные орбиты спутника и последней ступени ракеты-носителя всегда несколько отличаются между собой.

Помимо одного или нескольких спутников с той или иной аппаратурой и последней ступени ракеты-носителя, обычно на близкие орбиты выводятся и некоторые детали, например части носового обтекателя, защищающего спутник при прохождении плотных слоев атмосферы, и т. п.

На рис. 34 показана схема запуска корабля-спутника «Восток». На корабле «Восток» 12 апреля 1961 г. Ю. А. Гагарин совершил первый в истории пилотируемый орбитальный полет.

В принципе начальной точкой движения спутника может быть любая точка его орбиты, но характеристическая скорость ракеты-носителя будет минимальной, если активный участок кончается вблизи перигея. В случае, когда перигей находится вблизи плотных слоев атмосферы, особенно важно, чтобы приобретенная спутником при разгоне скорость не была меньше заданной величины и чтобы ее направление минимально отклонялось от горизонтального. В противном случае спутник войдет в плотные слои атмосферы, не завершив и одного оборота (такие объекты и не регистрируются в качестве спутников).

Если запланированная орбита расположена достаточно высоко, то небольшие ошибки не грозят гибелью спутнику, но из-за них

полученная орбита, даже если она не пересечет плотные слои атмосферы, может оказаться непригодной для намеченных научных целей.

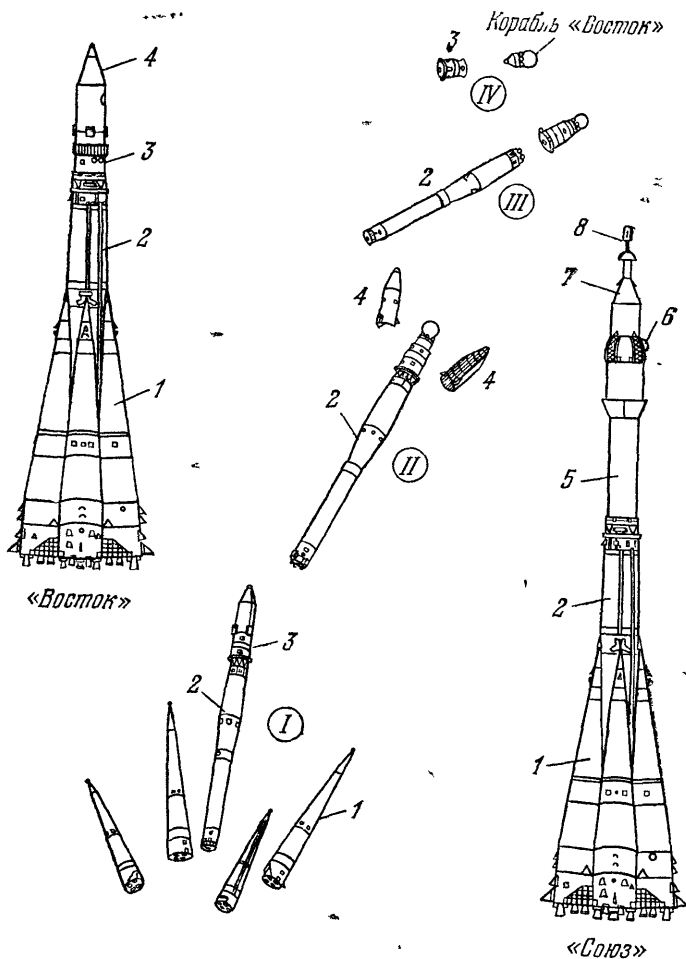


Рис. 34. Схемы ракет-носителей «Восток», «Союз» и этапов выведения на орбиту корабля «Восток»: 1 — один из четырех боковых блоков первой ступени, 2 — центральный блок (вторая ступень), 3 — третья ступень ракеты «Восток», 4 — головной обтекатель ракеты «Восток», 5 — третья ступень ракеты «Союз», 6 — корабль «Союз», 7 — головной обтекатель ракеты «Союз», 8 — система аварийного спасения корабля «Союз», 1 — отделение боковых блоков, II — отделение головного обтекателя, III — отделение второй и третьей ступеней, IV — отделение третьей ступени от корабля «Восток».

Участок выведения на орбиту обычно включает в себя один или больше пассивных интервалов. При достаточно высоком пе-

ригее орбиты, на которую выводится спутник, пассивный участок выведения может иметь более 10 000 км в длину.

Траектория выведения, представляющая собой, вообще говоря, пространственную кривую, расположена вблизи плоскости орбиты спутника. Если запуск производится точно в восточном направлении, то наклон плоскости орбиты равен широте места запуска. При этом плоскость орбиты касается параллели. Во всех остальных случаях наклон орбиты может быть только больше широты космодрома (в частности, при запуске в западном направлении, когда плоскость орбиты также касается параллели космодрома, наклон должен быть больше 90°).

Меньше широты места запуска наклонение орбиты может быть только в том случае, если предусмотрен маневр изменения плоскости орбиты уже после вывода на нее.

На активном участке от ракеты-носителя может отделиться спутник еще до выключения последней ступени. После выключения может отделиться второй спутник. Очевидно, орбиты двух спутников будут различны, но их перигейные высоты будут отличаться мало, так как за время дополнительного разгона последняя ступень не могла подняться слишком высоко. Апогеи же могут находиться на совсем разных высотах, ибо даже небольшое увеличение начальной скорости резко поднимает апогей (вспомним рис. 17 в § 5 гл. 2). По такому методу были в январе 1964 г. запущены советские спутники «Электрон-1, -2» для изучения внутренней и внешней частей пояса радиации (перигеи на высотах 406 и 460, а апогеи — 7100 и 68 200 км соответственно).

Все сказанное выше справедливо и в том случае, если вместо ракеты-носителя используется аппарат многоразового употребления — орбитальный самолет, пилотируемый человеком (см. § 4 гл. 7).

§ 2. Многоимпульсное выведение

Всякое целенаправленное изменение орбиты спутника называется *орбитальным маневрированием*. Мы познакомимся с ним, прежде всего, на примерах выведения спутников на такие орбиты, которые не могут быть получены при применении способов, описанных в § 1. При этом мы заставим спутник переходить с одной орбиты на другую.

В случаях, когда намеченная орбита спутника — круговая на большой высоте, или эллиптическая с высоким перигеем, или эллиптическая с низким перигеем, но с апогеем, расположенным в определенной области пространства, может оказаться необходимым предварительный вывод спутника на низкую промежуточную орбиту. При этом требуются дополнительные импульсы, сообщаемые верхней ступенью ракеты или бортовым двигателем спутника.

Предположим, что, имея космодром в точке A (рис. 35), мы желаем вывести спутник на эллиптическую орбиту с апогеем, расположенным над точкой A . Разогнав спутник до круговой скорости в точке B , мы выведем его на низкую промежуточную орбиту 1. Если теперь сообщить спутнику в точке C приращение скорости, включив двигатель новой ступени или повторно включив предыдущую ступень, то спутник перейдет на эллиптическую орбиту 2 с апогеем D , расположенным над A . Подобный прием используется при запусках советских спутников связи типа «Молния», апогеи которых должны располагаться на высоте приблизительно 40 000 км непременно над северным полушарием (но, конечно, не обязательно над космодромом). Трудность такого запуска в том, что точка C находится вне зоны радиовидимости радиолокационных станций слежения.

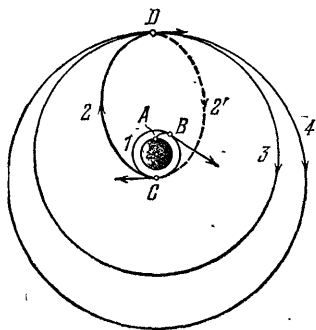


Рис. 35. Многымпульсное выведение с использованием низкой промежуточной орбиты.

Если в апогее эллиптической орбиты сообщить еще одно приращение скорости, то можно перевести спутник на новую орбиту. В частности, если довести скорость в точке D до местной круговой, то спутник перейдет на круговую орбиту 3. Если точка D находится на высоте 35 793 км, то мы получим су-

точный спутник с орбитальной скоростью 3,08 км/с, а если вдобавок космодром A и орбита находятся в плоскости экватора, то — стационарный. (Говоря о высоте, пренебрегаем экваториальным вздутием.) Если же точка A не находится на экваторе (как и было всегда до сих пор), то понадобится в момент пересечения экваториальной плоскости еще одним импульсом исправить положение плоскости орбиты. Положение точки C на промежуточной орбите 1 выбирается с таким расчетом, чтобы стационарный спутник находился над заданной точкой экватора. Обычно вследствие погрешностей в периоде обращения спутника это удается не сразу. Спутник начинает медленно «дрейфовать» на восток или на запад, и необходимы дополнительные *коррекции орбиты*, чтобы остановить его над заданной точкой, а впоследствии и компенсировать неизбежные возмущения.

Чтобы прекратить дрейф стационарного спутника, необходимо опустить орбиту, если спутник отстает от земной поверхности, или поднять ее, если спутник обгоняет вращение Земли. При этом в первом случае понадобится *тормозить* спутник (все равно — с помощью импульсного химического или с помощью непрерывно действующего электрического двигателя), а во втором — *разгонять* его. Налицо новый парадокс.

Вернемся, однако, к моменту, когда спутник, двигаясь по промежуточной орбите 2, достиг точки D (не обязательно на высоте 35 793 км). Теперь можно преувеличить с помощью бортового двигателя местную круговую скорость, и тогда точка D станет перигеем новой эллиптической орбиты 4. Таким путем выводятся спутники на эллиптические орбиты с высокими перигеями. В качестве примера можно указать американский суточный астрономический спутник IUE, запущенный 26 января 1978 г. на орбиту с перигеем на высоте 25 000 км и апогеем на высоте 46 000 км.

Любопытно, что, используя промежуточные орбиты 1 и 2 (рис. 35), можно с помощью одной ракеты-носителя вывести два спутника на одну и ту же круговую орбиту (или почти одну и ту же) так, чтобы они находились одновременно в двух существенно разных точках этой орбиты. Для этого достаточно после вывода одного спутника на орбиту 3 в точке D позволить второму спутнику совершить целое обращение по орбите 2, чтобы при новом приходе в апогей D быть, наконец, выведенным на орбиту 3. Можно так подобрать периоды обращения орбит 2 и 3, чтобы оба спутника оказались друг от друга на заданном расстоянии по дуге орбиты (в принципе даже на концах одного диаметра). Таким путем в США в 1963, 1964, 1965 и 1967 гг. были выведены на почти круговые орбиты высотой примерно 100 000 км четыре пары спутников-инспекторов «Вела-Хоутел» (для обнаружения ядерных взрывов в космосе), причем один спутник в паре опережал на $130\text{--}140^\circ$ другой. При всех запусках на промежуточной орбите 2 оставался еще и третий, научный, спутник.

В сентябре 1972 г. и в октябре 1973 г. на очень высокие сравнительно близкие орбиты были выведены американские спутники IMP-H («Эксплорер-47») и IMP-J («Эксплорер-50») — первый на высоту $203\,900 \div 248\,500$ км, а второй на $141\,224 \div 288\,940$ км (расстояние от центра Земли $23 \div 46$ радиусов Земли). Их периоды обращения составляли примерно 12 ч, причем второй был выведен с таким расчетом, чтобы он оставался в течение 1000 сут позади первого на $90 \div 180^\circ$. При запусках этих спутников переходная орбита 2 ориентировалась таким образом, чтобы можно было избежать губительных лунно-солнечных возмущений.

Мы познакомились с несколькими примерами *многоимпульсных маневров* в околоземном пространстве.

Приведем пример, показывающий, как можно добиться уменьшения расхода топлива при запуске спутника на высокую круговую орбиту, если ввести еще один дополнительный импульс скорости (рис. 36) [2.9].

Первоначально ракета-носитель выводит спутник в точке A на сильно вытянутую эллиптическую орбиту 1 (возможно, после вывода на низкую промежуточную орбиту, но это не обязательно). Апогей B эллипса при этом должен располагаться значительно

выше намеченной круговой орбиты. При достижении апогея B спутнику сообщается дополнительный горизонтальный импульс в направлении движения, который переводит его на новую орбиту 2 с перигеем C на высоте намеченной круговой орбиты. При достижении перигея C спутнику сообщается тормозной горизонтальный импульс, доводящий его скорость до местной круговой, в результате чего спутник выходит на круговую орбиту 3 . На ту же орбиту 3 спутник можно было бы вывести и более простым путем, отправив его по полуэллиптической траектории перехода 4 с апогеем D , лежащим на высоте орбиты 3 , и сообщив ему в точке D импульс, доводящий апогейную скорость до местной круговой.

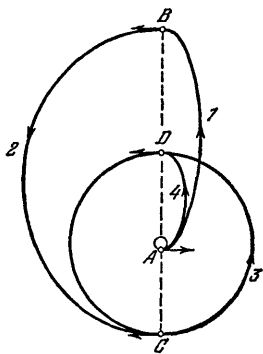


Рис. 36. Выведение по «обходной» траектории [2.9]

Но оказывается, что если радиус круговой орбиты 3 превышает $11,9$ радиуса Земли, то описанная трехимпульсная¹⁾ операция (с траекторией вывода ABC) энергетически выгоднее двухимпульсной операции (с траекторией вывода AD), т. е. сумма импульсов в точках A , B и C в первом случае меньше суммы импульсов в точках A и D во втором случае. Для вывода на орбиты радиуса менее $11,9 R$ (R — радиус Земли) более выгоден двухимпульсный маневр. Для

«пограничной» орбиты указанного радиуса оба варианта дают одну и ту же сумму импульсов. При этом выигрыш тем больше, чем на большее удаление посылается спутник по траектории 1 , т. е. чем выше апогей B . В этом смысле иногда говорят о запуске «через бесконечность». Фактическим пределом является, конечно, граница сферы действия Земли. Описанная траектория выведения спутника была названа «обходной» [2.9].

Сказанное дает яркую картину того, какие возможности в принципе таятся при умелом планировании многоимпульсных маневров в центральном поле тяготения, хотя практический выигрыш для конкретного, земного, поля тяготения, быть может, и не столь велик.

Так, если орбита 3 имеет радиус $50R$, а расстояние точки B от центра Земли равно $100R$, то импульсы в точках A , B и C равны соответственно $11\ 134$ м/с, 535 м/с, 173 м/с, т. е. их сумма составляет $11\ 842$ м/с, а для двухимпульсного маневра в точке A — $11\ 079$ м/с, в точке D — 897 м/с, т. е. сумма импульсов равна $11\ 976$ м/с. Таким образом, выигрыш составляет 134 м/с [2.9].

¹⁾ Первый импульс может сообщаться в точке A непосредственно при старте с Земли. Промежуточная низкая орбита, не изображенная на рис. 36, необходима лишь при невыгодном географическом расположении космодрома.

Заметим, что орбита радиуса $11,9R$ имеет теоретическое значение еще в одном отношении. Если мы будем рассматривать двухимпульсные запуски на круговые орбиты все большего радиуса, то сумма двух импульсов (начального горизонтального и разгонного в апогее) будет постепенно увеличиваться. Но так будет происходить только до орбиты радиуса $11,9R$, а для более высоких орбит сумма двух импульсов будет уменьшаться. В пределе для бесконечно высокой круговой орбиты нужен начальный импульс, равный второй космической скорости $11,19$ км/с, и нулевой импульс на бесконечности. Иными словами, при двухимпульсном запуске с использованием полуэллиптической орбиты перехода *сумма обоих импульсов увеличивается до орбиты радиуса $11,9R$, а затем уменьшается, стремясь к предельному значению, равному второй космической скорости [2.9].*

Легко заметить, что суммарная характеристическая скорость при двухимпульсном запуске изменяется совсем не так, как «минимальная характеристическая скорость», которую можно интерпретировать как скорость «запуска на натянутом тросе» (§ 1 гл. 3). Последняя, как мы видели, по мере роста высоты круговой орбиты спутника неуклонно возрастает, причем для бесконечно высокой орбиты ее значение достигает величины второй космической скорости. При двухимпульсном же запуске суммарная характеристическая скорость возрастает вначале быстрее, достигает максимума при радиусе орбиты $11,9R$ и затем постепенно падает до величины второй космической скорости. Отсюда видно, что «запуск на натянутом тросе», соответствующий нижнему теоретическому пределу энергетических затрат (и, следовательно, минимальная начальная характеристическая скорость), мало отвечает реальным условиям запусков на высокие орбиты.

Во всех предыдущих рассуждениях можно заменить горизонтальный старт с поверхности Земли стартом с орбиты спутника, и все выводы относительно замечательных свойств орбиты радиуса $11,9R$ останутся в силе, только теперь под R нужно будет понимать радиус первоначальной круговой орбиты.

Выбор оптимального многоимпульсного перехода между неосновными и эллиптическими орбитами гораздо более труден (хотя бы и в плоском случае).

§ 3. Изменение плоскости орбиты

Орбитальное маневрирование с изменением плоскости орбиты возможно на практике лишь в весьма ограниченных масштабах.

Допустим, что мы желаем повернуть плоскость орбиты на угол α вокруг линии, соединяющей спутник в некоторый момент времени с центром Земли, причем не хотим изменения ни размеров, ни формы орбиты. Если орбита круговая или спутник в этот

момент находится в перигее или апогее, для такой операции достаточно повернуть вектор скорости на тот же угол α . Из равнобедренного треугольника скоростей легко найдется дополнительный импульс скорости

$$\Delta v = 2v \sin \frac{\alpha}{2},$$

где v — орбитальная скорость. Чтобы превратить экваториальную круговую орбиту в полярную ($\alpha=90^\circ$), необходимо добавить скорость $v\sqrt{2}$, т. е. параболическую! Обладая нужными запасами топлива, такой спутник с низкой околоземной орбиты мог бы улететь на Луну или на Марс, совершить там посадку и затем вернуться на Землю!

Попробуем решить нашу задачу обходным путем. Переведем спутник с помощью бортового двигателя с круговой орбиты на очень сильно вытянутую эллиптическую (типа орбиты 4 на рис. 17). Скорость в ее апогее ничтожна и повернуть ее на любой угол ничего не стоит (в «бесконечности» импульс перехода в новую плоскость движения равен нулю). В момент возвращения в точку старта с первоначальной орбиты понадобится затормозить движение до круговой скорости. Чем длиннее эллиптическая орбита, тем меньше сумма трех импульсов скорости. В пределе она равна

$$(v_{кр} \sqrt{2} - v_{кр}) + 0 + (v_{кр} \sqrt{2} - v_{кр}) = 2v_{кр} (\sqrt{2} - 1) = 0,828v_{кр},$$

что в случае начальной высоты 200 км составит примерно 6,4 км/с — тоже не столь уж малую величину (достаточна для совершения посадки на Луне!).

Для малых углов поворота α нет смысла переходить «через бесконечность». Выгода будет обнаруживаться, начиная с некоторого угла α^* , который для круговой орбиты определится из уравнения

$$2v_{кр} \sin \frac{\alpha^*}{2} = 2v_{кр} (\sqrt{2} - 1),$$

или

$$\sin \frac{\alpha^*}{2} = 0,414,$$

откуда $\alpha^* = 48^\circ 54'$. Недостаток «перехода через бесконечность» («бипараболического перехода», как еще говорят) заключается в «бесконечно большом» времени операции: в случае залета за лунную орбиту оно превышает 10 сут.

Переход через бесконечность может оказаться практически выгодным, если речь идет не только об изменении наклона орбиты, но и одновременно о ее подъеме, в частности если требуется пере-

вести спутник с низкой орбиты, сильно наклоненной к экватору, на стационарную орбиту. При этом трехимпульсный переход может оказаться выгоднее двухимпульсного несмотря на то, что радиус стационарной орбиты значительно меньше критического радиуса $11,9R$. Эта выгода обнаруживается, если наклонение низкой первоначальной орбиты больше $38,6^\circ$ ¹⁾.

Для наклонения $i=50^\circ$ сумма импульсов при переходе через бесконечность в случае старта с начальной орбиты радиуса 6630 км равна 4,485 м/с. Если же апогейное расстояние, на котором сообщается второй импульс (точка *B* на рис. 36), равно 400 000 км, то сумма импульсов превышает указанную величину на 45 м/с. Вся операция требует примерно 11 сут [2.10]²⁾.

Повороту плоскости орбиты может способствовать и аэродинамический маневр при наличии подъемной силы — проход через атмосферу планеты, хотя и требующий довольно сложного управления, но приводящий к экономии топлива. Например, можно почти полностью избавиться от последнего импульса при переходе через бесконечность, так же как это делается вообще при возвращении из района Луны (см. § 3 гл. 11). Но и при низкой орбите возможен такой маневр [2.11]: тормозной импульс заставляет спутник сойти с орбиты, чтобы затем, войдя в плотные слои атмосферы (граница на высоте 100 км), совершить в них вираж и выйти из них уже в другой плоскости со скоростью меньшей, чем скорость входа. Остается теперь двумя разгонными импульсами вывести спутник на орбиту прежней высоты, заодно увеличив еще несколько отклонение плоскости орбиты. Для реальных значений аэродинамических коэффициентов и высоты орбиты до 600 км таким путем можно повернуть орбиту на $40\div 50^\circ$, выиграв по сравнению с чисто ракетным поворотом массу топлива, составляющую от 0,2 до 0,3 начальной массы спутника на орбите.

§ 4. Спуск с орбиты

Простейшим орбитальным маневром является спуск корабля-спутника на Землю.

Траекторию спуска можно разделить на три характерных участка.

Первый, переходный, участок простирается от точки схода спутника с орбиты до входа в плотные слои атмосферы, верхнюю границу которых можно считать расположенной на высоте пример-

¹⁾ Или если широта космодрома, с которого запускается стационарный спутник, больше указанной величины.

²⁾ С оригинальным способом запуска стационарного спутника с высоких широт мы познакомимся в § 5 гл. 9.

но 100 км Этот участок называют *траекторией снижения*. Он характерен тем, что аэродинамические силы на нем невелики и их можно рассматривать как возмущающие, подобно тому как мы это делали при рассмотрении эволюции орбиты спутника в атмосфере.

Второй участок является основным. На нем спускаемый аппарат испытывает воздействие больших аэродинамических сил, в несколько раз превышающих силу тяжести. Этот участок наиболее опасен как в смысле перегрузок, испытываемых аппаратом и его экипажем, так и в смысле интенсивности нагрева.

На третьем, конечном, участке траектория быстро изгибается вниз и сила сопротивления в конце концов делается равной проекции силы тяжести на направление движения, т. е. спуск становится равномерным.

Вход в плотные слои атмосферы должен происходить достаточно полого, чтобы торможение в атмосфере происходило не слишком быстро, иначе космонавт испытает губительную перегрузку (в качестве предельного обычно принимается коэффициент перегрузки, равный 10). Поскольку орбиты кораблей-спутников из-за радиационной опасности располагаются невысоко, для перехода на траекторию снижения достаточно сообщить спускаемому аппарату с помощью тормозной двигательной установки слабый ракетный импульс в сторону, противоположную полету. Для этого необходима предварительная ориентация корабля. Советские корабли-спутники типа «Восток» перед включением бортовой двигательной установки ориентировались на солнечный свет.

Наименьший импульс требуется в том случае, когда точка входа в плотные слои атмосферы находится на стороне Земли, противоположной точке схода с орбиты (трасса снижения охватывает дугу 180°). Однако такой маневр требует слишком большой точности величины и направления тормозного импульса. Обычно траектория снижения короче описанной и входит в плотные слои атмосферы несколько более круто, но угол входа не превосходит 5° . При этом выгоднее с точки зрения расхода топлива сообщить тормозной импульс не прямо противоположно движению, а под тупым углом к вектору скорости: оптимальный тормозной импульс должен иметь кроме трансверсальной еще и радиальную составляющую, направленную к Земле. Величина импульса составляет 150—200 м/с

Аэродинамическое торможение уменьшает скорость спускаемого аппарата от первой космической до 150—250 м/с. Дальнейшее торможение вплоть до мягкой посадки (скорость приземления не более нескольких метров в секунду) может осуществляться с помощью тормозной системы парашюта, свободно вращающегося ротора, небольшого ракетного двигателя. Своеобразным методом торможения служит захват спускаемого аппарата самолетом с

помощью сети (применялся в США в 1960—1962 гг. при спусках с орбиты контейнеров спутников серии «Дискаверер»).

При полетах кораблей серии «Восток» спускаемый аппарат имел сферическую форму. Космонавт катапультировался из него на высоте 7 км и приземлялся на специальном парашюте. На высоте 4 км срабатывала парашютная система, обеспечивавшая приземление спускаемого аппарата. Была предусмотрена возможность спуска путем естественного торможения корабля в верхней атмосфере в случае невозможности схода с орбиты в результате отказа тормозной двигательной установки. Экипажи кораблей «Восход» приземлялись вместе со спускаемым аппаратом.

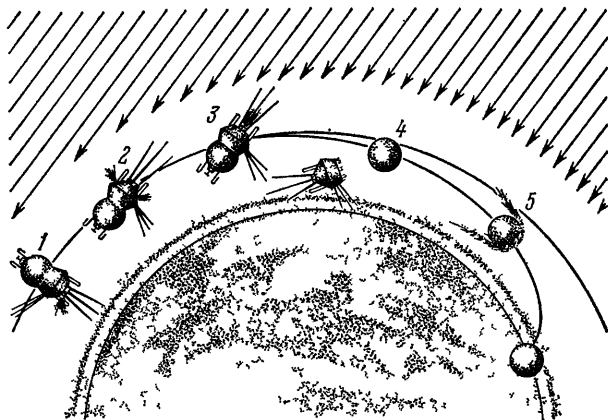


Рис 37 Схема спуска с орбиты корабля спутника «Восток» 1 — начало ориентации (поиск Солнца), 2 — ориентированный полет, 3 — включение тормозной двигательной установки, 4 — разделение спускаемого аппарата и приборного отсека, 5 — вход в плотные слои атмосферы

На рис. 37 показана схема спуска корабля «Восток».

Описанный вариант спуска с орбиты называется *баллистическим* и характеризуется тем, что аэродинамическая сила состоит из одной лишь силы лобового сопротивления, а подъемная сила полностью отсутствует.

В баллистическом режиме спускались на воду американские корабли «Меркурий», имевшие форму конусов с большим лобовым сопротивлением

Гораздо более перспективным является иной вариант спуска, при котором существует подъемная сила и, следовательно, имеется *аэродинамическое качество*. Аэродинамическим качеством называется отношение величины подъемной силы к величине силы лобового сопротивления (или, короче, просто силы сопротивления). Обе эти величины пропорциональны плотности воздуха ρ , квадрату скорости v движения и размерам спускаемого аппарата.

Так же, как в § 4 гл. 4, мы можем записать:

$$F_{\text{сопр}} = c_x S \frac{\rho v^2}{2}, \quad F_{\text{под}} = c_y S \frac{\rho v^2}{2},$$

где S — некоторая характерная для спускаемого аппарата площадь, c_x и c_y — так называемые *коэффициенты сопротивления и подъемной силы*. Таким образом, аэродинамическое качество равно c_y/c_x .

Спуск, при котором действует подъемная сила, называется *планирующим* или *спуском с аэродинамическим качеством*. В случае баллистического спуска $c_y=0$ и, следовательно, аэродинамическое качество равно нулю.

Планирующий спуск облегчает приземление космонавтов, так как медленное торможение, происходящее к тому же на большей высоте, приводит к уменьшению коэффициента перегрузки до величины порядка 3—4 (для баллистического спуска он составляет 8—10). Кроме того, при планирующем спуске существует возможность маневрирования по дальности, а также некоторого бокового маневрирования, что позволяет более точно осуществлять посадку. Планирующий спуск может включать в себя в принципе и моменты подъема вверх благодаря рикошетированию от атмосферы.

Спускаемые аппараты советских транспортных кораблей серии «Союз» осуществляют спуск с аэродинамическим качеством. На высоте 9,5 км раскрывается тормозной парашют, а затем основной купол парашютной системы. Непосредственно перед приземлением на высоте около 1 м срабатывает РДТТ системы мягкой посадки, вследствие чего скорость приземления составляет 3—4 м/с. Американские корабли-спутники «Джеминай» также спускались на Землю (на водную поверхность) с аэродинамическим качеством. С большим аэродинамическим качеством происходит спуск орбитального самолета (например, американского «Шатла»), причем его посадка на Землю не отличается от приземления обычного самолета.

Спуск на Землю с очень высоких орбит, если он когда-нибудь понадобится, будет связан с проблемами входа в атмосферу, характерными для возврата из района Луны, который будет рассмотрен в главе 11.

Здесь же мы отметим лишь одну теоретическую возможность, которая имеет практическое значение скорее для межпланетных (см. § 5 гл. 15), чем для околоземных полетов. Обратимся к рис. 36 (§ 2 гл. 5) и переменим на нем направления всех стрелок на траекториях на обратные, но сохраним направления стрелок — импульсов скорости. Тем самым мы обратим движение и вместо вывода спутника на орбиту 1 будем иметь его спуск с орбиты 1 по «обходной» траектории, заканчивающийся ракетным торможением в точке А. Очевидно, такой маневр дает выигрыш в сумме импуль-

сов по сравнению со спуском с орбиты 3 по траектории 4, если радиус орбиты 3 превышает $11,9R$ (R — радиус Земли, см. § 2 гл. 5). Благодаря же тому, что атмосфера Земли освобождает нас от ракежного торможения в точке A , энергетический выигрыш сопровождается предварительный подъем с орбиты 3 уже тогда, когда ее радиус составляет $4,8R$ [2.9]. Выигрыш будет наибольшим, если осуществить «переход через бесконечность». При этом неизбежен вход в атмосферу со второй космической скоростью (см. § 2 гл. 11).

§ 5. Относительное движение в окрестности спутника

Представим себе два спутника, движущихся бок о бок по одной и той же орбите. Пусть теперь один спутник получил от своего бортового двигателя дополнительную небольшую скорость, допустим 1 м/с, и, следовательно, изменил свою траекторию. Как будет выглядеть его движение с борта второго спутника? Или пусть в открытый иллюминатор спутника космонавт выбросил какой-либо предмет с той же скоростью 1 м/с. Каким увидит космонавт движение этого предмета?

Может быть и так. Космонавт вышел в космос, нечаянно оттолкнулся от корабля (со скоростью 1 м/с), и тут обнаружилось, что фал не был закреплен на скафандре. Далеко ли отойдет космонавт от корабля или останется вблизи него?

Во всех этих случаях речь идет о движении спутника после слабого начального возмущения его орбиты. При этом нас интересует не абсолютное новое движение спутника вокруг Земли, а относительное движение его по отношению к другому спутнику, т. е. отклонение положения спутника в каждый момент при движении его по возмущенной орбите от того положения в пространстве, которое он бы занимал, если бы начального возмущения не было вовсе ¹⁾.

Здесь существенным является то, что начальная скорость очень невелика и новая орбита заведомо мало отличается от старой (что значит 1 м/с по сравнению с первой космической скоростью!).

В первые мгновения движение космонавта (будем для конкретности говорить о нем) относительно корабля будет происходить так, будто бы все происходит в «свободном пространстве» Циолковского, т. е. отсутствует притяжение Земли. Космонавт будет удаляться по прямой от корабля, пока существование градиента гравитации не станет заметным. А станет заметным оно очень скоро.

¹⁾ Во втором и третьем примерах спутник, от которого отделился небольшой предмет или космонавт, получит вследствие отдачи небольшой толчок в противоположном направлении. Но если масса космонавта в скафандре с заплочным ранцем равна 150 кг, а спутника — 15 т, то толчок составит лишь 1 см/с. Этим уж мы пренебрежем.

Будем предполагать, что корабль движется по орбите, будучи «естественным образом» ориентированным относительно Земли. Его ось корма — нос направлена все время вдоль скорости; вокруг этой оси он не вращается. Пусть орбита корабля круговая высотой 630 км, с периодом обращения 98 мин, скоростью 7,5 км/с. Пусть космонавт получил толчок в сторону полета. Естественно, что сначала он обгонит корабль. Вспомним, однако, что орбита космонавта будет внешним (по отношению к круговой орбите корабля) эллипсом и период обращения его вокруг Земли

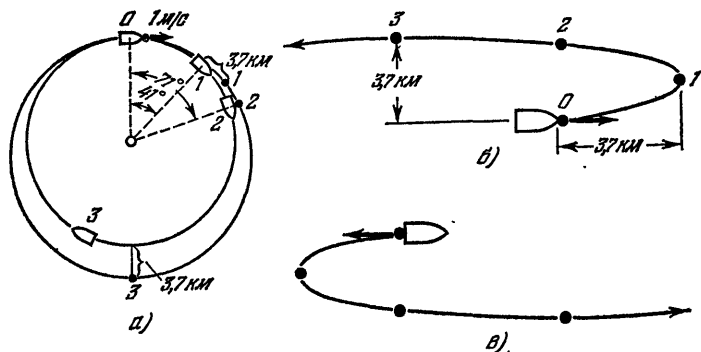


Рис. 38. Движение при начальном возмущении скорости 1 м/с: а) относительно Земли, когда толчок дан в направлении полета; б) относительно корабля на невозмущенной орбите при том же толчке (одновременные положения обозначены одинаковыми цифрами); в) относительно корабля при толчке против движения.

будет больше (как показывает расчет, на 2,3 с [2.1]). Поэтому космонавт неизбежно в какой-то момент должен отстать от корабля. Эффект совершенно неожиданный с точки зрения житейской практики!

На рис. 38, а изображены невозмущенная и возмущенная орбиты (последняя утрирована). Сначала космонавт обгоняет корабль, одновременно поднимаясь по восходящей ветви своей эллиптической орбиты. К моменту, когда спутник опишет угол 41° , космонавт удалится вперед на расстояние 3,7 км (рис. 38, б); затем это расстояние начнет сокращаться, и в момент, когда корабль пройдет 71° , космонавт проплывет над ним, продолжая подниматься вверх и отставая. В своем апогее космонавт поднимется над невозмущенной орбитой на 3,7 км. Корабль в это время будет уже далеко впереди. К завершению первого витка корабля отставание космонавта составит 17,6 км. За сутки оно увеличится до 260 км [2.1]. Через 5,5 месяцев космонавт отстанет на целую длину орбиты, т. е. окажется на одном радиусе с кораблем, но маловероятно, чтобы это произошло в общей, начальной, точке орбит...

Рассуждая аналогичным образом, мы можем исследовать движение космонавта в случае, если он оттолкнется от массивного

спутника в сторону, противоположную движению. Теперь его возмущенная орбита будет представлять собой внутренний (по отношению к невозмущенной круговой орбите) эллипс, причем начальная точка будет ее апогеем. Космонавт сначала отстанет от корабля, но скоро начнет его нагонять и, пройдя под ним, станет уходить все дальше и дальше вперед (рис. 38, в).

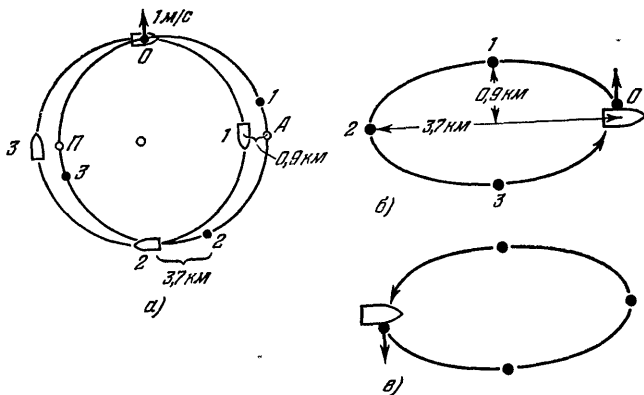


Рис. 39. Движение при начальном возмущении скорости 1 м/с в радиальном направлении: а) относительно Земли, когда толчок дан вверх; б) относительно корабля в том же случае (одновременные положения обозначены одинаковыми цифрами); в) относительно корабля, когда толчок направлен вниз.

Гораздо более благоприятной для космонавта будет ситуация, при которой он получит начальный толчок 1 м/с в верхнем радиальном направлении. Космонавт окажется на эллиптической орбите с ничтожным эксцентриситетом (с апогеем А и перигеем П, рис. 39, а), двигаясь по которой он будет сначала отставать от корабля, одновременно поднимаясь вверх. Когда корабль пройдет четверть оборота по своей орбите, космонавт еще не успеет дойти до своего апогея и отстанет от корабля почти на 2 км, поднявшись на 0,9 км вверх (рис. 39, б). Еще через четверть оборота корабль будет обгонять космонавта на 3,7 км, причем космонавт к этому времени спустится до уровня корабля. Далее отставание космонавта начнет сокращаться, и к начальной точке корабль и космонавт подойдут одновременно, так как период обращения по возмущенной орбите можно практически считать равным периоду обращения по невозмущенной. На этот раз космонавт, совершив один оборот вокруг Земли, будет спасен.

При начальном толчке вниз возмущенная орбита будет представлять собой почти неотличимый от невозмущенной круговой орбиты эллипс, сдвинутый влево (а не вправо, как на рис. 39, а). Космонавт, двигаясь по первой половине своей геоцентрической орбиты, сначала опустится вниз, обгоняя корабль, потом подни-

мется на прежний уровень и, продолжая подниматься, начнет возвращаться к кораблю, чтобы в начальной точке геоцентрической орбиты возвратиться на корабль сверху, описав петлю (рис. 39, в). Как видим, если космонавт захочет бросить на Землю с корабля какой-нибудь предмет, чтобы он «не засорял космос», то этот предмет, подобно бумерангу, возвратится на корабль.

Наконец, рассмотрим случай бокового начального толчка — в направлении, перпендикулярном к плоскости орбиты (т. е. перпендикулярном к плоскости чертежа на рис. 38 и 39), — по-прежнему равного 1 м/с. Геоцентрическая скорость космонавта после толчка не будет отличаться по величине от такой же скорости в только что рассмотренном случае, но теперь она будет трансверсальна, и новую орбиту космонавта можно считать круговой (с прежним периодом обращения) с еще большим основанием (с большей точностью). Новая геоцентрическая скорость космонавта будет отклонена от плоскости чертежа на угол, тангенс которого равен $\frac{1 \text{ м/с}}{7500 \text{ м/с}} = 0,00013$, т. е. величина угла составит 27".

Плоскость возмущенной орбиты должна проходить через центр Земли и вектор новой геоцентрической скорости, т. е. она должна быть на тот же угол отклонена от плоскости чертежа, пересекаясь с ней по линии, проходящей через начальную точку и центр Земли. Возмущенная и невозмущенная орбиты пересекаются в начальной и диаметрально противоположной точках.

Первоначально пути корабля и космонавта разойдутся. Двигаясь с одинаковой скоростью, эти два тела через четверть оборота разойдутся на максимальное расстояние 0,9 км. Далее космонавт и корабль снова сближаются и еще через четверть оборота встречаются в точке, диаметрально противоположной первоначальной. Если при этом космонавт не заденет корабль, то он снова начнет удаляться от корабля. Если раньше он находился справа от корабля, то теперь будет двигаться по орбите левее его, но через пол-оборота он снова встретится с кораблем в той точке пространства, где впервые отделился от него. Относительно корабля космонавт будет совершать колебания с периодом, равным периоду обращения вокруг Земли (98 мин в нашем примере), и с амплитудой 0,9 км. На рис. 40, а показаны движения космонавта и корабля, как они должны наблюдаться, если смотреть «сверху» (скажем, со стороны Полярной звезды, если космонавт отделился от корабля над Северным полюсом). На рис. 40, б изображено колебательное движение космонавта относительно корабля. (Предполагается, что космонавт оттолкнулся от корабля с его правого борта).

Итак, управление относительным движением в окрестности спутника — достаточно сложная вещь, и это надо иметь в виду, говорим ли мы о перемещении космонавта с помощью индивиду-

альной двигательной установки («ракетный пистолет») или о маневрах одного спутника вблизи другого перед стыковкой (см. § 7)¹⁾.

Существенное отличие рассмотренного выше продольного начального возмущения скорости от поперечного в радиальном направлении и бокового в направлении, перпендикулярном к плоскости орбиты, заключается в том, что в первом случае дело в конце концов сводится к непрерывно нарастающему продольному смещению относительно «невозмущенного спутника» («вековое смещение», как говорят астрономы), а во втором и третьем случаях

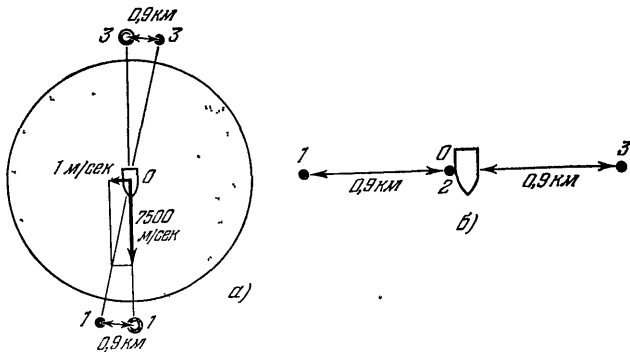


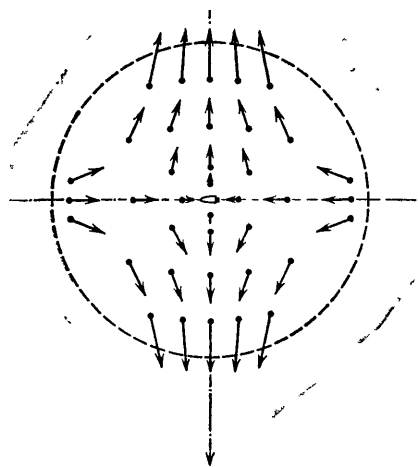
Рис 40 Движение при начальном боковом возмущении скорости 1 м/с: а) относительно Земли, б) относительно корабля на невозмущенной орбите (вид «сверху») Одновременные положения обозначены одинаковыми цифрами

смещение носит периодический характер. Если в некоторый момент выбросить из спутника во всевозможных направлениях множество предметов со сравнительно небольшой относительной скоростью, то благодаря вековым смещениям эти предметы разбредутся вдоль первоначальной орбиты. Так как их орбиты будут мало отличаться от первоначальной, то предметы образуют круговое кольцо вокруг Земли. Именно таким путем в 1963 г. в США был создан по проекту «Вест Форд» пояс вокруг Земли, состоящий из 480 млн. «иголок» с примерной плотностью 12 «иголок» на кубический километр (толщина пояса 15—20 км — меньше расчетной).

Чтобы исследовать относительное движение в окрестности спутника, нам пришлось сравнивать возмущенное и невозмущенное движения спутника вокруг Земли. Но часто поступают иначе. Можно вообще забыть о движении спутника вокруг Земли, а рассматривать только движения относительно спутника предметов, находящихся в его окрестности. Так как нас интересует движение

¹⁾ Проблема стоит так остро, если спутник находится на низкой орбите. Вдали от Земли, где градиент гравитации очень мал, движение в окрестности спутника будет совершаться, как в «свободном пространстве»,

какого-либо предмета относительно спутника, то нам нужно учитывать действие на него не полного гравитационного ускорения, сообщаемого Землей, а векторной разности между гравитационным ускорением, сообщаемым Землей предмету, и гравитационным ускорением, сообщаемым Землей спутнику. Это будет уже знакомое нам *возмущающее ускорение*. *Относительное движение предмета в окрестности спутника происходит под действием возмущающих ускорений.*



на Землю

Рис. 41. Поле гравитационных возмущений в окрестности спутника.

Опишем мысленно вокруг спутника сферу радиуса, скажем, 1 км и в каждой точке ее построим такое возмущающее ускорение. Мы получим картину, почти не отличающуюся от картины солнечных возмущений, действующих на движение спутника относительно Земли, которая была изображена на рис. 29. Только теперь на этом рисунке нужно на место спутника поместить некоторый предмет в окрестности спутника, на место Земли — спутник и на место Солнца — Землю, вся масса которой как бы сосредоточена в ее центре.

Аналогия с солнечными возмущениями в движении спутника Земли была бы полной, если бы имело смысл рассматривать притяжение спутником предмета в его окрестности, но последнее слишком ничтожно. Суть дела от этого, однако, не меняется: когда мы с помощью геометрического построения находили лунные и солнечные возмущающие ускорения в движении спутников Земли (рис. 28 и 29), притяжение Земли на самой этой вычислительной операции никак не отражалось (хотя, конечно, отражалось на самом движении спутников вокруг Земли).

Заметим, что возмущающие гравитационные ускорения в окрестности спутника весьма малы. На высоте 230 км над земной поверхностью ускорение притяжения нашей планеты падает на $2,77 \cdot 10^{-6}$ м/с² на метр высоты. Предмет, находящийся на 1 км ниже спутника, получает от Земли ускорение, примерно на $2,77 \cdot 10^{-3}$ м/с² большее, чем спутник, а находящийся на 1 км выше — примерно настолько же меньшее. Таким образом, в относительном движении первый предмет получит возмущающее ускорение, равное $2,77 \cdot 10^{-3}$ м/с² и направленное вниз (спутник как бы отталкивает от

себя предмет), а второй — такое же примерно ускорение, направленное вверх (опять отталкивание). Подобные ускорения есть смысл учитывать лишь в том случае, когда мала и скорость предмета относительно спутника.

Если во всех точках окрестности спутника построить векторы гравитационных возмущений, то их совокупность может быть названа *пслем гравитационных возмущений*. Часто его называют также *полем относительной гравитации* [2.12]. Рис. 41 наглядно изображает такое поле. Из рисунка видно, что от спутника как бы «дует слабый ветер» к Земле и от Земли, а в трансверсальном направлении дует еще более слабый «ветер» к спутнику. Напомним: причиной «ветра» является не спутник, а Земля, по разному притягивающая точки в его окрестности.

§ 6. Встреча на орбите

Встреча на орбите может преследовать различные цели. На обитаемую орбитальную станцию может прибывать с Земли грузовой корабль, чтобы доставить на нее кислород, воду и продовольствие или смену экипажу, отбывшему свой срок службы в космических лабораториях. К автоматическому спутнику связи может прибыть пилотируемый корабль или непилотируемый аппарат для ремонта его оборудования. С одной орбиты на другую может понадобиться доставить экстренный груз или перелететь, чтобы оказать помощь в случае аварии (можно думать, что в будущем на нескольких орбитах будут постоянно дежурить космические аппараты спасательной службы). Встреча на орбите необходима для сборки в космосе из доставляемых с Земли блоков большой орбитальной станции или межпланетного корабля.

Из двух встречающихся космических аппаратов один обычно является *пассивным*, а другой *активным*.

Под встречей понимается такое сближение активного аппарата (АА) с пассивным аппаратом (ПА), при котором АА не просто попадает в ПА или пролетает мимо него, а начинает двигаться вместе с ним по общей орбите. Чтобы это стало возможным, АА должен, покинув свою орбиту или стартовав с Земли (первый импульс), достигнуть ПА в какой-то точке орбиты и уравнять посредством второго импульса вектор своей скорости с вектором скорости ПА. На практике такой двухимпульсный переход приводит АА в близкую к орбите ПА. В этом параграфе мы сознательно забудем о том, что в конце перехода АА между участниками встречи может быть расстояние в несколько десятков километров, и сближением на конечном участке займемся в следующем параграфе.

Возможен выбор между различными вариантами вывода АА на орбиту ПА в точке расположения ПА.

1. *Одновременный старт ПА и АА с разных космодромов или с одного и того же космодрома.* Спутники должны выйти на общую орбиту одновременно в определенной точке пространства. Сближение на конечном участке должно начинаться немедленно [2.13].

2. *Последовательный запуск АА на орбиту ПА, запущенного раньше, с того же или другого космодрома* [2.12, 2.13]. Старт АА разумнее всего произвести в тот момент, когда его космодром пересекает плоскость орбиты ПА. Если старты производятся с одного и того же космодрома, то пересечение возможно лишь через полсуток, или сутки, или через целое число полсуток (с точностью до поправки на прецессию орбиты). Однако в этот момент ПА может находиться в такой точке своей орбиты, что АА, выйдя на орбиту, не найдет там ПА, который или уже прошел точку выхода или туда еще не приходил. Значит, нужно заранее подобрать специальным образом период обращения ПА, или он должен посредством корректирующего маневра изменить необходимым образом свой период обращения, чтобы обеспечить пролет через несколько витков после запуска над районом космодрома. Такой же маневр может быть необходим и в случае использования двух космодромов (правда, они могут быть расположены так, что трасса и без коррекции пройдет через второй космодром).

Практически запуск АА может еще происходить незадолго до пересечения космодромом плоскости орбиты ПА и вскоре после пересечения, т. е. энергетические ресурсы позволяют осуществлять запуск АА в течение какого-то небольшого интервала времени около момента пересечения («окно запуска»). Этот интервал тем меньше, чем больше наклон плоскости орбиты цели [2.12]. В самом деле, при большом наклоне орбиты космодром быстрее проходит то расстояние от плоскости орбиты, которое при данных энергетических ресурсах еще позволяет совершить операцию встречи. При малом наклоне космодром приближается к плоскости орбиты под малым углом и, следовательно, дольше проходит те точки пространства, из которых возможен старт.

Разумеется, не исключены обстоятельства (например, необходимость операции спасения), при которых может понадобиться незапланированный запуск АА с космодрома, широта которого значительно превышает наклон орбиты ПА. В этом случае в момент достижения АА орбиты ПА разгонный импульс должен заодно и уменьшить наклон плоскости переходной орбиты АА до наклона орбиты ПА. Но разве не делается то же самое при выведении на стационарную орбиту, скажем, с территории Советского Союза?

В район встречи АА должен прийти немного раньше цели, так как ему еще предстоит набрать необходимую орбитальную скорость.

3. *Предварительный запуск АА на орбиту ожидания, лежащую в плоскости орбиты ПА с последующим маневром сближения* [2.12,

2.13]. В этом случае запуск АА возможен, скажем, через сутки после запуска ПА без какой-либо коррекции орбиты ПА. Далее необходимо дождаться благоприятного с точки зрения расхода топлива взаимного расположения ПА и АА относительно Земли и начать маневр сближения. Орбита ожидания, лежащая внутри орбиты ПА, более выгодна, чем наружная, так как требует для выведения меньшей характеристической скорости [2.13].

Рассмотрим простейший случай, когда и орбита 1 ПА и орбита ожидания 2 круговые (рис. 42). Возможно бесчисленное количество двухимпульсных траекторий перехода с орбиты 2 на орбиту 1. Первый импульс переводит АА в точке А с орбиты 2 на траекторию перехода 3; в момент пересечения АА орбиты 1 в точке В второй импульс переводит его на эту орбиту. Траектория перехода характеризуется *углом перехода АОВ*, или *угловой дальностью*.

Однако существует траектория перехода, при которой суммарная характеристическая скорость перехода (сумма импульсов в точках отлета и встречи) будет минимальной. Можно строго доказать, что такой траекторией будет половина эллипса 4 с перигеем в точке А и апогеем в точке С, с углом перехода 180° . По-существу, мы уже сталкивались с такой траекторией, когда говорили о методе запуска спутника на высокую круговую орбиту (рис. 35).

Траектория перехода 4 называется *полуэллиптической*, а также *гомановской* — по имени немецкого ученого В. Гомана, впервые предложившего такую траекторию для межпланетных перелетов.

Время перелета по траектории 4 больше полупериода орбиты 2 и меньше полупериода орбиты 1. Поэтому при старте активного аппарата 2 в точке А спутник 1 должен находиться в определенной точке D своей орбиты — такой, что путь DC он проходит за время перехода АА из А в С. Таким образом, старт на траекторию перехода 4 (как и на любую другую выбранную траекторию перехода) может быть дан только при определенном взаимном расположении АА и ПА относительно центра Земли, при определенной их *конфигурации*. Угол AOD называется *углом начальной конфигурации*. Должен пройти определенный промежуток времени (*время ожидания*), прежде чем станет возможен переход по выбранной траектории.

Для вычисления угла начальной конфигурации, соответствующего возможности совершить намеченный перелет, нужно из угла

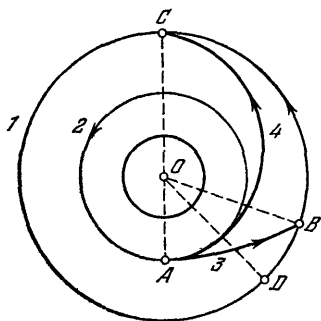


Рис. 42. Операция сближения с использованием орбиты ожидания.

перехода, соответствующего выбранной траектории, вычешь угол, проходимый ПА¹⁾).

Если угловые скорости движения спутников по орбитам 1 и 2 равны соответственно $\omega_1 = \frac{2\pi}{P_1}$ и $\omega_2 = \frac{2\pi}{P_2}$ (P_1 и P_2 — периоды обращения), то спутник 2 обгоняет спутник 1 с угловой скоростью $\omega_2 - \omega_1$. Если угол начальной конфигурации, отвечающий началу гомановского перелета, равен ψ , а в данный момент произвольный угол между направлениями из центра Земли на спутник 2 и на спутник 1 равен φ (угол отсчитывается от направления на спутник 2 к направлению на спутник 1), то время ожидания равно

$$t_{\text{ожид}} = \frac{\varphi - \psi}{\omega_2 - \omega_1}.$$

При $\varphi = \psi$ наступает момент, благоприятный для гомановского перелета ($t_{\text{ожид}} = 0$). Время ожидания будет максимальным, если только что упущен благоприятный момент для старта по гомановской траектории и угол φ уже успел стать меньше ψ , т. е. в момент, когда спутник 1 находился в точке D, спутник 2 уже успел чуть-чуть пройти за точку A. Считая разность углов $\varphi - \psi$ равной 2π , или 360° , найдем максимальное значение времени ожидания. Оно равно

$$t_{\text{ожид}}^{\text{max}} = \frac{2\pi}{\omega_2 - \omega_1} \quad \text{или} \quad t_{\text{ожид}}^{\text{max}} = \frac{360^\circ}{\omega_2 - \omega_1}.$$

Можно пользоваться любой из приведенных формул в зависимости от того, измеряется ли угловая скорость спутника в радианах в секунду или в градусах в секунду. Можно формулу для времени ожидания записать и иначе:

$$t_{\text{ожид}}^{\text{max}} = \frac{P_1 P_2}{P_1 - P_2}.$$

Максимальное время ожидания равно периоду, за который произвольная конфигурация спутников на круговых орбитах повторяется. Этот период может быть назван *синодическим периодом обращения спутника 2 вокруг Земли относительно спутника 1* или спутника 1 вокруг Земли относительно спутника 2. Синодический период обращения всегда может быть найден по формуле

$$P_{\text{синод}} = \frac{P_1 P_2}{|P_1 - P_2|}.$$

Из последней формулы вытекают два важных следствия.

1) В случае, когда совершается гомановский перелет с внешней орбиты на внутреннюю, угол начальной конфигурации оказывается отрицательным. Это значит, что ПА находится не впереди (как на рис. 42), а позади АА.

1) Если периоды обращения спутников близки между собой (спутники движутся по близким круговым орбитам), то знаменатель в выражении для синодического периода мал и, следовательно, синодический период велик, т. е. момент, благоприятный для гомановского перелета, может наступить очень нескоро. Это и понятно: один спутник едва обгоняет другой и конфигурация спутников изменяется очень медленно. При $P_1 = P_2$ синодический период равен бесконечности: спутники движутся по одной и той же круговой орбите и гомановский перелет между ними невозможен.

2) Если спутник-цель 1 движется по очень высокой круговой орбите, а спутник 2 — по низкой, то синодический период лишь несколько превышает период P_2 обращения спутника 2 (разделив числитель и знаменатель выражения для $P_{\text{синод}}$ на P_1 , мы убедимся, что если $P_1 \rightarrow \infty$, то $P_{\text{синод}} \rightarrow P_2$). Спутник 1 теперь движется столь медленно, что конфигурация спутников зависит главным образом от движения спутника 2. Например, гомановский перелет на Луну с орбиты низкого спутника, очевидно, возможен каждые полтора часа (Луна совершает полный оборот вокруг Земли за 27 сут).

Вернемся, однако, к проблеме встречи на орбите, в частности к вопросу об энергетических затратах на переход с орбиты ожидания на орбиту ПА. Отметим, что если высота круговой орбиты ПА не превышает 1000 км, то какова бы ни была внутренняя круговая орбита ожидания, суммарная характеристическая скорость перехода не превышает 400 м/с [2.13]. По формуле Циолковского можно подсчитать, что соответствующее максимальное количество топлива на борту спутника должно составлять 14% его массы при скорости истечения 3 км/с.

Заметим, что оптимальный переход с одной круговой орбиты на другую может оказаться и многоимпульсным (см. § 2 настоящей главы). Орбита ожидания может быть эллиптической; в этом случае оптимальным путем будет гомановский переход начинающийся в ее перигее. Но если эллиптическая орбита ожидания касается круговой орбиты ПА или пересекает ее (в двух точках), то и никакого перехода между орбитами не нужно. Достаточно только подобрать период обращения орбиты ожидания, соизмеримый с периодом обращения ПА, и оба спутника рано или поздно встретятся (в случае двух точек пересечения появляются дополнительные возможности).

§ 7. Конечное сближение и стыковка

Итак, наш корабль уже находится в окрестности пассивного аппарата (ПА). До него еще несколько километров или даже несколько десятков километров, и он хорошо виден в иллюминаторы на солнечной части орбиты, а в тени Земли — благодаря бортовым

огням. Может, впрочем, оказаться, что в иллюминаторы некому смотреть, на борту только приборы, но ПА уже захвачен радиолокатором активного аппарата (АА). Однако, что делать дальше?

Надежда по прямой достигнуть ПА слаба: «гравитационный ветер» (§ 5) отклонит траекторию перехватчика в сторону. Правда, вблизи ПА этого «ветра» нет, но до цели еще надо добраться ...

Можно поступить двояко.

Узнав с помощью наземных станций параметры орбит обоих космических объектов, можно произвести сближение по *методу свободных траекторий* [2.14] с помощью двух импульсов (в относительной системе координат первый импульс — разгонный, второй — тормозной) или большего числа импульсов. При этом необходимо учитывать наличие «гравитационного ветра».

Но можно достичь ПА и вовсе не зная орбит АА и ПА, не зная даже их взаимного расположения относительно Земли и потому не зная поля «относительной гравитации». Для этого нужно только знать расстояние до ПА (измеряется по времени прохождения туда и обратно радиосигнала) и опираться на *линию визирования* — линию, соединяющую оба аппарата. Система управления, кроме скорости, направленной вдоль линии визирования, сообщает АА еще и боковую скорость так, что линия визирования остается параллельной самой себе (*метод параллельного наведения*) [2.14]. ПА на фоне звездного неба кажется при этом неподвижным.

Примерный расход топлива для метода свободных траекторий эквивалентен характеристической скорости, равной примерно 2 м/с на километр расстояния; для метода параллельного наведения получается 5 м/с на километр (сказывается неучет «относительной гравитации»). Но система параллельного наведения имеет меньшую массу, так как не нуждается в моделировании на своем борту относительной системы координат. При больших расстояниях метод свободных траекторий выгоднее, но даже при его использовании рекомендуется по достижении расстояния в 1 км, когда относительная гравитация становится незаметной, переходить к методу параллельного наведения [2.14].

Но вот между АА и ПА осталось несколько сот метров. Относительная скорость составляет несколько метров в секунду. Как теперь ни двигаться до цели, с какого-то момента нужно начать торможение, чтобы во-время остановиться, причем сделать это вплотную к ПА было бы рискованно. В конечном счете причаливание осуществляется со скоростью в несколько десятков сантиметров в секунду. На последнем участке в несколько сот метров действуют химические двигатели малой тяги.

Эксперименты со спутниками «Космос-186» и «Космос-188» (30 октября 1967 г.), «Космос-212» и «Космос-213» (15 апреля 1968 г.), сближения между собой кораблей серии «Союз» и сближения ко-

раблей «Союз» со станциями «Салют» происходили по методу параллельного наведения [2.14].

Каков бы ни был метод сближения, управление активным аппаратом может быть как автоматическим, так и ручным. Оно может быть также полуавтоматическим, когда вычислительное устройство выступает в роли советчика пилота.

Автоматически сближались аппараты «Космос» с расстояний 24 и 5 км.

Корабли «Союз» могут сближаться полностью автоматически или с использованием ручного управления на конечном участке (с расстояния менее 300 м).

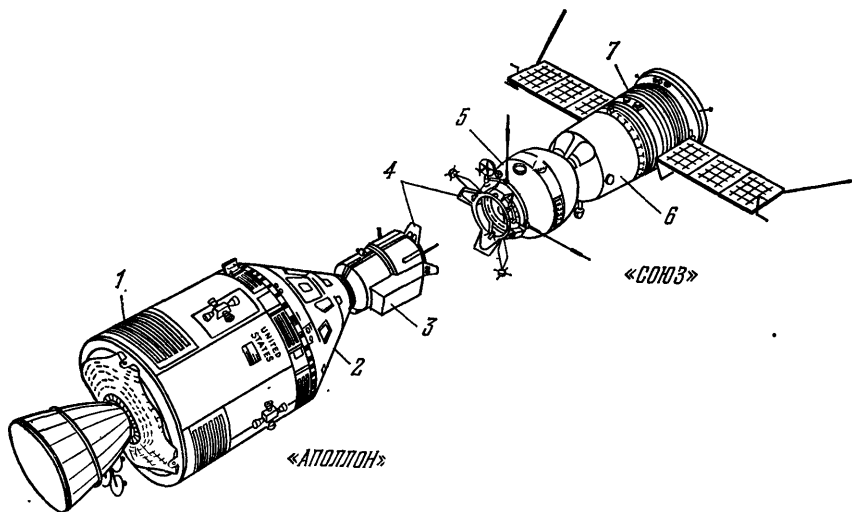


Рис. 43. Корабли «Союз» и «Аполлон» непосредственно перед контактом: 1 — служебный отсек, 2 — командный отсек, 3 — стыковочный модуль, 4 — совместимое стыковочное устройство, 5 — орбитальный отсек, 6 — спускаемый аппарат, 7 — приборно-агрегатный отсек.

Скорости сближения в момент причаливания были: для аппаратов «Космос» $0,1 \div 0,2$ м/с, для кораблей «Аполлон» и «Союз» (первый играл роль перехватчика) $0,25$ м/с (рис. 43), а при повторной их стыковке $0,15 \div 0,18$ м/с.

После причаливания происходит жесткое соприкосновение стыковочных узлов, смягчаемое амортизаторами. При этом аппараты превращаются в единое целое не только в механическом смысле, но и в электрическом (замыкаются контакты цепей). Конструкции узлов бывают весьма разнообразны. В пилотируемых кораблях они обеспечивают возможность перехода сквозь них космонавтов.

Помимо жесткой стыковки, которая осуществлялась во всех случаях в космосе до сих пор, в принципе возможен и нежесткий

контакт между сближающимися спутниками. Они могут быть соединены гибкой связью, например электрическим кабелем или шлангом для перекачки топлива или, скажем, подачи кислорода [2.12].

§ 8. Разгон с малой тягой до параболической скорости

Как уже говорилось в главе 1, использование двигателей малой тяги оказывается возможным лишь после выведения космического аппарата на орбиту спутника Земли. На этапе же выведения, естественно, применяются двигатели большой тяги, способные оторвать аппарат от Земли и сообщить ему необходимую орбитальную скорость.

Представим себе, что спутник снабжен электроракетным двигателем, способным сообщить реактивное ускорение порядка $10^{-5} \div 10^{-3} g$. Движение спутника мы можем рассматривать как в о з м у щ е н н о е в поле тяготения Земли.

Вспомним, что возмущающее ускорение при движении спутника в верхней атмосфере имело тот же порядок величины, что и реактивное ускорение в нашем случае.

Легко понять, что если возмущающее воздействие атмосферного сопротивления, направленного противоположно движению, заставляло спутник снижаться по спирали, то возмущение орбит малой тягой в сторону полета должно принудить спутник подниматься по раскручивающейся спирали, показанной на рис. 44 сплошной линией. При этом в случае старта с круговой орбиты каждый последующий виток спирали будет до поры до времени мало отличаться от окружности. Аналогично аэродинамическому парадоксу спутника существует и *парадокс разгона космического аппарата с малой тягой*: несмотря на то, что сила тяги действует в сторону движения, скорость аппарата уменьшается. Если бы можно было заснять на киноплёнку спиральный спуск спутника в атмосфере, то, прокрутив ее от конца к началу, мы увидели бы на экране спиральный подъем спутника под действием малой тяги. При этом замедление космического аппарата является таким, будто бы сила тяги не разгоняет его, а толкает назад.

И, однако, описанное спиральное движение может быть все же названо разгоном: хотя скорость аппарата при этом и падает, но с удалением от Земли еще быстрее уменьшается и местная параболическая скорость, и в конце концов она достигается спутником. Полная механическая энергия, вначале отрицательная, увеличивается до нуля, так как потенциальная энергия растет быстрее, чем падает кинетическая.

Понятно, почему дело обстоит иначе при разгоне с помощью двигателей большой тяги, осуществляющих сход с круговой орбиты. В этом случае полная энергия увеличивается скачком за счет огром-

ного прироста кинетической энергии, а потенциальная энергия почти не изменяется.

Изображенная на рис. 44 траектория носит универсальный характер. Она действительна для разгона с любым постоянным тангенциальным (совпадающим по направлению со скоростью) реактивным ускорением при любой начальной круговой орбите и для любого притягивающего небесного тела. На рисунке не изображены бесчисленные чрезвычайно густые витки спирали, окружающие центр тяготения O . В зависимости от гравитационного параметра $K=fM$ небесного тела и от величины реактивного ускорения тот или иной виток спирали может быть принят приближенно за начальную круговую орбиту (витки почти не отличаются от окружностей), и тогда все витки, лежащие внутри этой орбиты, должны быть отброшены, а наружные изобразят истинное движение.

Виток, предшествующий достижению в точке P (рис. 44) параболической скорости, уже не похож на окружность. В каждой его точке оскулирующая орбита представляет ярко выраженный эллипс. В непосредственной близости от точки P скорость начинает увеличиваться и, став гиперболической, продолжает увеличиваться и дальше (рис. 45). При этом траектория становится практически прямой (рис. 44), так как по мере удаления от центра оскулирующие гиперболы все меньше отличаются от своих асимптот.

Чем меньше реактивное ускорение a_p , тем больше витков должен сделать космический аппарат и тем больше должно пройти времени, прежде чем будет достигнута параболическая скорость (это время примерно обратно пропорционально a_p). Ниже предполагается старт с круговой орбиты высотой 500 км [2.15].

При $a_p=0,3$ мм/с² ($3 \cdot 10^{-5}g$) параболическая скорость достигается на расстоянии 1 012 800 км от центра Земли через 275,7 сут, а еще через 94,12 сут скорость достигает 3 км/с на расстоянии 15,48 млн. км.

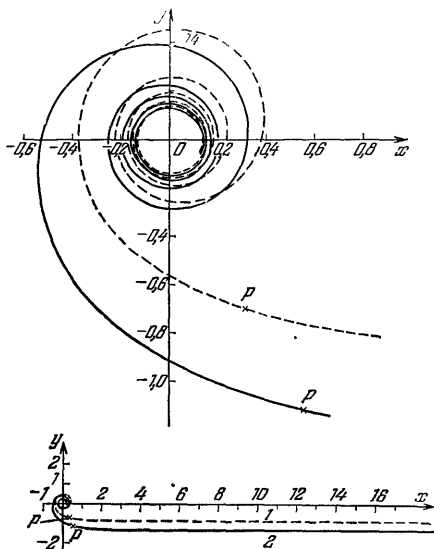


Рис 44. Универсальная траектория спирального движения при постоянном тангенциальном реактивном ускорении (сплошная линия) и при оптимальном управлении (пунктир). Внизу показано продолжение тех же траекторий в меньшем масштабе. P — точки достижения параболической скорости. Отметки на осях x и y соответствуют безразмерному расстоянию ρ . Размерное расстояние r (км) может быть найдено по формуле $r = \rho \sqrt{K/2a_{\text{рт}}}$, где $K=fM$ — гравитационный параметр (км³/с²), $a_{\text{рт}}$ — тангенциальное реактивное ускорение (км/с²) [2.15, 2.16].

Но уже при $a_p = 1 \text{ мм/с}^2$ ($10^{-4} g$) точка P отстоит от Земли на 554 700 км и достигается через 80,80 сут, а скорость 3 км/с — еще через 26 сут на расстоянии 4,78 млн. км. При $a_p = 3 \text{ мм/с}^2$ ($3 \cdot 10^{-4} g$) точка P отстоит от Земли на 320 300 км и достигается через 26,16 сут, а скорость 3 км/с достигается еще через 7,8 сут на расстоянии 1 673 000 км [2.15]. Как видим, ускорения, сообщаемые электрическими двигателями, все малы, но малы по-разному! Ускорения 1 мм/с^2 и 3 мм/с^2 (характерные для ионных двигателей) дают приемлемые для практики времена и расстояния, чего нельзя сказать об ускорении $0,3 \text{ мм/с}^2$. Вот какой большой эффект дает увеличение реактивного ускорения всего лишь в 10 раз.

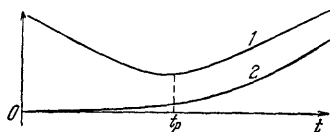


Рис. 45. Графики скорости (1) и расстояния (2) от притягивающего центра (2) в зависимости от времени t (t_p — момент достижения параболической скорости) [2.15].

До сих пор мы предполагали тягу направленной тангенциально; такой метод управления направлением реактивной струи требует довольно сложной автоматики (тяга должна «следить» за скоростью).

Проще заставить тягу быть все время направленной трансверсально (перпендикулярно к радиусу) в плоскости полета. При этом общий характер спиральной траектории разгона не будет сильно отличаться от спирали, показанной на рис. 44 сплошной линией. По-видимому, промежуточное (между касательной и трансверсалью) расположение вектора реактивного ускорения будет наиболее выгодно с энергетической точки зрения.

Однако оптимальным¹⁾ будет такой разгон, при котором вектор реактивного ускорения, сначала направленный по касательной, будет совершать затем качания около касательной, отклоняясь на каждом витке то по одну, то по другую сторону от вектора скорости [2.16]. Эти качания, вначале слабые, затем становятся все более сильными, и на витке, предшествующем достижению параболической скорости, вектор реактивного ускорения отклоняется на 20° вверх от направления касательной. Затем он прекращает колебания, начинает все теснее примыкать к направлению касательной и вскоре после достижения параболической скорости практически смыкается с вектором скорости.

Не менее сложным должно быть и управление величиной реактивного ускорения. Эта величина сохраняет все время некоторое среднее значение, но на каждом витке примерно одновременно с качаниями вектора реактивного ускорения его величина делается то больше, то меньше среднего значения, причем на последнем витке, предшествующем достижению параболической скорости, эта величина снижается на 60% ниже среднего значения и увеличивается

¹⁾ Критерием оптимальности является величина J , о которой говорилось в § 2 гл. 3.

на 80% выше его. Затем она начинает падать и вскоре после достижения параболической скорости принимает свое среднее значение. В дальнейшем движение по оптимальной траектории, таким образом, не отличается от движения по траектории разгона при постоянном касательном реактивном ускорении.

В результате получается траектория разгона, изображенная на рис. 44 пунктиром. Легко усмотреть отличие этой траектории от траектории разгона при постоянном тангенциальном реактивном ускорении. Теперь, хотя расстояние космического аппарата от центра притяжения и увеличивается с каждым витком, в пределах витка оно совершает колебания, то увеличиваясь, то уменьшаясь. Оптимальный разгон в начале движения и вскоре после достижения параболической скорости слабо отличается от касательного, но на среднем участке отличие довольно существенно, благодаря чему и получается энергетический выигрыш. Он более всего велик для коротких траекторий разгона (с малым числом витков), т. е. для сравнительно больших реактивных ускорений, но не превышает несколько процентов. Таким образом, тангенциальный разгон имеет важное преимущество перед строго оптимальным — простоту управления.

Интересно рассмотреть действие малой *непрерывной радиальной тяги*, управление которой легче всего осуществить (нужно направлять сопло двигателя все время на центр Земли). Так как она, по крайней мере в начале полета, направлена поперек движения, то можно заранее ожидать слабого ее проявления. Но обнаруживаются интересные закономерности.

Обозначим через α отношение постоянного реактивного ускорения a_p к гравитационному ускорению a_{r_0} на высоте начальной круговой орбиты. (Для низких начальных орбит величина α имеет порядок $10^{-5} \div 10^{-4}$, но с высотой увеличивается.) Оказывается, если $\alpha = a_p/a_{r_0} < 1/8$, то космический аппарат сначала поднимется на некоторую высоту, затем начнет опускаться; описав овал, он коснется первоначальной орбиты (вообще говоря, не в точке старта) и опять начнет удаляться, чтобы снова и снова периодически на мгновение к ней возвращаться (рис. 46) [2.17].

Если точно выполняется условие $\alpha = 1/8$, то космический аппарат, удалившись с круговой орбиты, уже не вернется назад, а будет все теснее и теснее (асимптотически) приближаться к круговой орбите вдвое большего радиуса, чем первоначальная, достигая ее после бесконечного числа оборотов вокруг Земли [2.18].

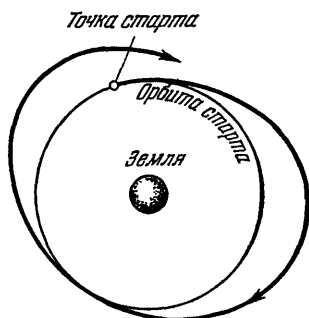


Рис. 46. Полет с радиальной тягой в случае $\alpha = 1/8$ [2.17]

И только при $\alpha > 1/8$ космический аппарат сможет, достигнув параболической скорости, полностью разорвать пути тяготения. Это произойдет на расстоянии

$$r = \left(1 + \frac{1}{2\alpha}\right) r_0,$$

где r_0 — радиус начальной орбиты [2.18]. Но для того, чтобы условие $\alpha > 1/8$ выполнялось, радиус r_0 должен быть очень велик. Если $a_p = 10^{-4} g$, то $r_0 > 35,3 R$ (R — радиус Земли), а при $a_p = 10^{-5} g$ радиус $r_0 > 111R$. Но нет никакого смысла выводить космические аппараты с помощью двигателей большой тяги на такие высокие начальные орбиты, чтобы стартовать с них с помощью малого радиального ускорения. Суммарная характеристическая скорость двухимпульсного вывода на начальную орбиту почти равнялась бы второй космической скорости или даже превысила бы ее. Таким образом, использование малой радиальной тяги в околоземном пространстве лишено практического интереса (при межпланетных полетах дело обстоит иначе, см. § 1 гл. 14).

В некоторых случаях может оказаться выгодной программа управления тягой, при которой она будет действовать не непрерывно, а лишь на некоторых участках траектории, но зато на этих участках тяга будет существенно больше. При этом выгодно прилагать тягу на тех участках траектории, которые ближе к центру притяжения¹⁾. Если начальная орбита эллиптическая, то целесообразно накапливать в аккумуляторах электрическую энергию, вырабатываемую на большей части каждого витка траектории, чтобы расходовать ее только вблизи перигея витка, резко увеличивая тем самым вблизи перигея скорость истечения, а следовательно, и тягу. Траектория разгона при этом должна состоять из большого числа эллипсов с примерно одинаковым перигеем. Она напоминает траекторию торможения в атмосфере спутника с эллиптической орбитой (рис. 27), но проходит в обратном направлении. Таким образом, после значительного числа витков в перигее будет достигнута скорость, обеспечивающая выход из сферы действия Земли [2.19].

§ 9. Изменения орбит и их коррекция с помощью малых тяг

До сих пор нас интересовали траектории разгона с малой тягой до параболической скорости. Они могут представлять собой начальные участки межпланетных траекторий космических аппара-

¹⁾ Таков общий закон разгона в центральном поле тяготения. Можно, например, доказать, что приращение скорости, необходимое для перевода спутника на параболическую траекторию, в перигее меньше, чем в апогее. Предоставляем это сделать читателю с помощью формул (6) и (10) § 5 гл. 2.

тов с малой тягой, которые будут рассмотрены в четвертой части книги. Но полеты с малой тягой в околоземном пространстве могут иметь и самостоятельный интерес. Оборвав какую-либо из рассмотренных выше траекторий до достижения параболической скорости, мы получим траекторию *подъема груза с низкой орбиты на высокую круговую*, в частности на стационарную (в случае концентрации тяги вблизи перигея понадобится еще разгонный импульс в апогее). Эксперименты по подъему орбит спутников начались в 70-х годах.

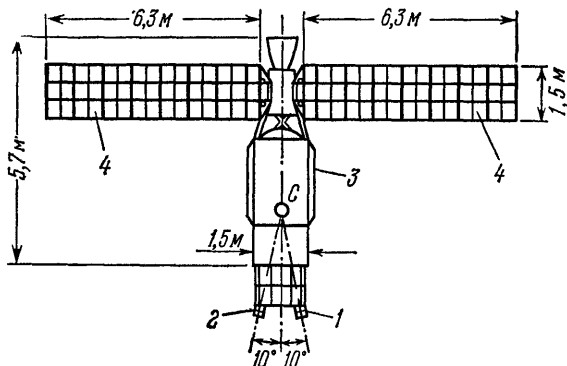


Рис. 47. Экспериментальная орбитальная установка «Серт-2»: 1 — ЭРД № 1, 2 — ЭРД № 2, 3 — корпус ракеты «Аджена» (последняя ступень ракеты-носителя), 4 — панели с солнечными элементами

4 февраля 1970 г. был запущен на близкую к солнечно-синхронной орбите высотой около 1000 км и наклоном 99° американский спутник «Серт-2». С 14 февраля он начал 5-месячный подъем по спирали почти на 100 км, сменившийся затем 3-месячным спиральным спуском. Маневры совершались с помощью двух ионных двигателей, описанных в § 7 гл. 1, жестко связанных с корпусом спутника, ориентированного радиально в основном благодаря градиенту гравитации (см. § 11 настоящей главы).

Каждый из них создавал номинальную тягу $28 \cdot 10^{-3}$ Н, направленную вверх под углом 10° к радиусу и проходящую через центр масс C спутника (рис. 47). При массе спутника 1434 кг это обеспечивало подъем орбиты за сутки на 570 м во время работы ЭРД № 1. Подъем происходил в основном за счет трансверсальной составляющей тяги, которая и вычислялась по измерениям орбиты. Бортовой чувствительный акселерометр измерял радиальную составляющую реактивного ускорения (номинально она равнялась $1,9 \cdot 10^{-6}$ g). Оба двигателя перестали работать из-за коротких замыканий. Но в 1973 г. аппарат был снова активизирован и в течение 1973 г. ЭРД включались 112 раз. В 1974—1976 гг. с помощью ЭРД проводилось исправление ориентации аппарата для улучшения освещенности панелей солнечных элементов — аппарат был повернут вокруг

поперечной оси на 180° (видимо, сместилось положение центра масс из-за расхода рабочего тела, что и сделало возможным такой поворот). Синхронизация прецессии орбиты с движением Земли была с самого начала не идеальной, и аппарат стал заходить в тень, но в 1979—1981 гг. он снова будет непрерывно освещен Солнцем.

В 1972 г. с помощью ЭРД впервые была решена практическая задача по изменению орбиты. Советский спутник «Метеор», выведенный на орбиту в конце декабря 1971 г., был с помощью плазменного стационарного двигателя (см. § 7 гл. 1) в течение 14—22 февраля переведен на близкую к кратнопериодической орбиту, расположенную на 16,9 км выше первоначальной (двигатель проработал 170 часов). Теперь долгота точки пересечения спутником экватора стала за сутки (за 14 оборотов) изменяться лишь на $5'$ (перед маневром на $45'$).

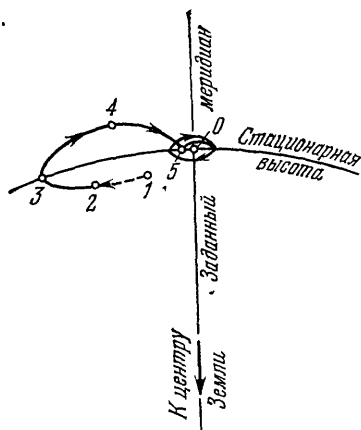


Рис. 48. Коррекция положения стационарного спутника над земной поверхностью с помощью ЭРД (траектория во вращающейся системе координат).

Аналогичным образом ЭРД могут применяться для тонкой регулировки положения спутника, выведенного ступенью с большой тягой на почти стационарную орбиту [2.20]. Практическое использование стационарного спутника требует, чтобы он постоянно находился над заданной точкой экватора, т. е. на определенном земном

меридиане. Поэтому удобно рассматривать спутник в системе отсчета, жестко связанной с вращающейся Землей. Пусть плоскость рис. 48 совпадает с плоскостью экватора, а точка O находится на «стационарной» высоте 35 786 км над заданным меридианом. Допустим, что ступень с большой тягой вывела спутник из-за разного рода погрешностей на круговую орбиту в точке 1. Мы поймем это, когда заметим, что спутник, имея меньший, чем звездные сутки, период обращения, в результате обгона вращающейся поверхности Земли оказался в точке 2. Необходимо немедленно начать маневр с помощью малой тяги ЭРД, иначе спутник уйдет так далеко от заданного меридиана, что понадобится чересчур большой расход топлива. Мы включаем разгонную тягу ЭРД (например, тангенциальную [2.20]), и спутник, поднимаясь, уходит сначала вперед, но, как только достигнет (точка 3) и превысит стационарную высоту, начнет отставать от Земли, т. е. пятиться назад. Нужно в точно рассчитанной точке 4 где-то на полпути между точками 3 и O начать торможение, изменив тягу ЭРД на противоположную, с таким расчетом, чтобы «дрейф» спутника в обратном направлении (в нашей системе

отсчета) прекратился в точке O на «стационарной» высоте. Операция продолжается несколько суток, причем на каждом обороте орбиту в геоцентрической системе отсчета (которой мы все время пользовались раньше) можно приближенно считать круговой. В конце концов в близкой к O точке B спутник обретет период обращения, точно равный звездным суткам, но орбита будет не в точности круговой, а эллиптической. Поэтому спутник на участках орбиты выше «стационарной» высоты будет отставать от вращения Земли, а на участках ниже этой высоты — обгонять земную поверхность. В результате он будет совершать лишь малые колебания около заданного меридиана (рис. 48), которые не мешают наземным антеннам радио- и теле-связи сохранять постоянное направление на спутник связи.

Описанный выше маневр может рассматриваться в качестве *корректирующего орбиту*¹⁾. Аналогичные маневры могут применяться и в том случае, если вследствие возмущений спутник покинет заданный меридиан. Во всех таких случаях задним числом исправляются уже возникшие погрешности, а нельзя ли даже не позволить им возникнуть, компенсируя постоянно возмущения?

Оказывается, можно компенсировать все негравитационные возмущения, включая возмущения от магнитного поля Земли, заставив спутник двигаться как бы под действием одних лишь гравитационных сил. Для этого в американском навигационном спутнике «Триад-1» (1972 г.) используется оригинальная инерциальная система. Электронные датчики измеряют смещения шарика из сплава золота и платины, свободно движущегося внутри герметического вакуумированного корпуса. Сигналы датчиков, переработанные в системе управления, руководят микродвигателями на фреоне (в будущем будут использоваться ЭРД). Тяги двигателей воздействуют на корпус спутника так, чтобы шарик оставался в центре, т. е. заставляют корпус двигаться по той же траектории, что и шарик, который, естественно, защищен корпусом от внешних поверхностных сил.

§ 10. Разгон с помощью солнечного паруса

Солнечный парус отличается от всех других двигателей малой тяги своеобразием управления.

Самое простое (но заведомо не оптимальное) управление плоским парусом напрашивается само собой: на том участке орбиты, где солнечные лучи «дуют в корму» космического корабля, плоскость паруса должна быть перпендикулярна к лучам, а там, где корабль движется навстречу свету, парус лучше всего держать свернутым

¹⁾ Преследующая ту же цель *многоимпульсная* коррекция характеризовалась бы траекторией, вообще говоря, похожей на изображенную на рис. 48, но содержащую изломы, а не плавные переходы.

Аналогичным образом управляемый парус должен был быть перпендикулярен к лучам только в той точке орбиты, где их направление точно совпадает с вектором скорости, и поставлен ребром к Солнцу в той точке, где движется в точности им навстречу.

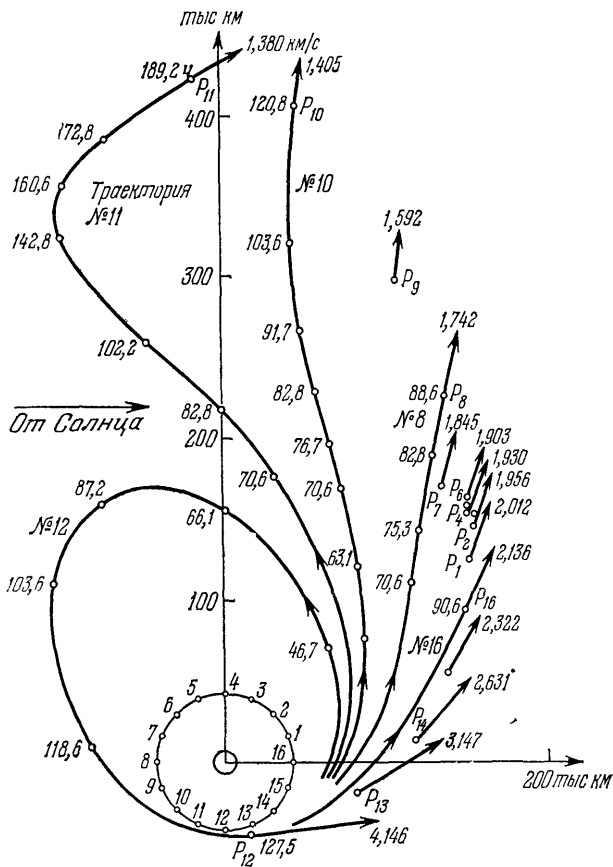


Рис. 50. Скорости в точках P_1, P_2, \dots, P_{16} достижения параболической скорости и траектории разгона при старте солнечного паруса со стационарной орбиты (тень Земли не учитывалась при решении задачи). (Л. В. Левантовский, 1972)

На рис. 49, а, б показаны траектории разгона с помощью солнечного паруса наилучшей конструкции, управляемого как указано выше, при старте со стационарной орбиты спутника (не показана), когда максимальное ускорение от тяги равно $0,001 g$ (диаметр паруса $2,4$ км!). Чрезвычайно долгое время разгона на рис. 49, б объясняется неудачным моментом старта (на 3 часа раньше, чем на рис. 49, а). Следует подчеркнуть, что парус (в частности, и плоский!) должен работать и там, где он движется почти точно навстречу

Солнцу: энергия корабля будет возрастать, хотя и гораздо медленнее, чем вблизи перигея. Такое управление плоским парусом на слабо вытянутых витках близко к равномерному его поворачиванию — пол-оборота паруса за один виток (обе стороны паруса предполагаются отражающими).

Как видно из рис. 50, положение точки достижения нулевой полной энергии сильно зависит от расположения точки старта на начальной (в данном случае стационарной) орбите. Можно также видеть, что направление движения к границе сферы действия Земли не может быть произвольным. Оно определяется направлением обращения по начальной орбите.

Закон равномерного вращения паруса «с половинной угловой скоростью» принимается во многих работах. Вот данные одного из расчетов: радиус начальной орбиты 7250 км, максимальное ускорение от тяги $0,44 \cdot 10^{-2}$ м/с² (полезная нагрузка 0,1 т, поверхностная плотность паруса 0,2 мг/см², диаметр его 1,12 км), время разгона 112 сут, причем парусник перед уходом проходит апогей на расстоянии 610 000 км [2.21]. Однако в этой работе вовсе не принимаются во внимание заходы в тень Земли, а они увеличивают время разгона (в работе [2.22] учитывалось даже наличие земной полутени, хотя из-за большой высоты начальной орбиты заходы в тень были очень редки).

Заметим, что возможен разгон солнечного парусника и в плоскости, в которой вовсе не происходит захода в тень Земли.

§ 11. Ориентация и стабилизация спутников

Если спутник не обладает системой ориентации, то после вывода на орбиту он совершает сложное вращательное движение типа «кувыркания» под действием аэродинамических, гравитационных, магнитных, радиационных сил. Характер вращения спутника может постепенно изменяться. Например, цилиндрический спутник, получивший в момент отделения от ракеты-носителя вращение вокруг продольной оси, стремится с течением времени начать вращаться вокруг поперечной оси, наподобие пропеллера.

Для замедления первоначального беспорядочного вращения спутника часто используется воздействие магнитного поля Земли [2.23]. В частности, если установить на борту спутника мощный постоянный магнит, закрепленный в подшипниках, создающих большое трение, то стремление магнита стабилизироваться в магнитном поле заставит вращающийся вокруг своей оси спутник быстро затормозиться (при этом сильно нагреваются подшипники). Такая система успешно использовалась в советском астрономическом спутнике «Космос-215».

Управление угловым положением (ориентацией) спутников осуществляется с помощью реактивных сопел, о чем рассказывалось в

§ 5 гл. 3. В системах ориентации часто применяют инфракрасные датчики, улавливающие тепловое излучение земной поверхности и таким путем обнаруживающие линию горизонта, а следовательно, и определяющие местную вертикаль. Подобная система стабилизации используется, например, в американских метеорологических спутниках серии «Нимбус», телевизионные камеры которых должны все время смотреть на Землю.

Наиболее простым способом стабилизации служит сообщение спутнику вращения вдоль оси симметрии. Благодаря гироскопическому эффекту ось спутника, несмотря на возмущения, будет стремиться сохранить неизменным свое направление относительно звезд. Но не относительно Земли! Именно таким способом были ориентированы американские метеорологические спутники «Тирос». В результате спутники не кувыркались, что позволило получить десятки тысяч фотографий облачности Земли, но на большей части орбиты камеры могли фотографировать только мировое пространство.

В последнее время находит распространение пассивный метод ориентации спутника по вертикали, основанный на существовании градиента гравитации. Спутник вытянутой формы стремится повернуться вокруг своего центра масс таким образом, чтобы его продольная ось расположилась вертикально. Это происходит от того, что конец спутника, более удаленный от Земли, притягивается Землей слабее, чем менее удаленный. Если при выводе спутника на орбиту сообщить ему медленное вращение, при котором он будет совершать один оборот вокруг центра масс за время одного облета Земли, то спутник будет двигаться вокруг Земли, располагаясь по вертикали, подобно Луне, повернутой к Земле все время одной своей стороной (это объясняется тем, что Луна тоже несколько вытянута вдоль линии Земля — Луна). Если же вращение сообщено спутнику не точно, то он начнет совершать колебания относительно вертикали, которые придется гасить специальными приспособлениями.

Многие спутники не имеют вытянутой формы, и их снабжают складной штангой длиной в несколько метров (или даже десятков метров) с массой на конце. Штанга разворачивается в космосе в направлении от центра Земли. Все устройство снабжается демпфером пружинного типа для гашения колебаний (рис. 51, а, б) [2.23—2.25].

Теоретически градиент гравитации обеспечивает продолговатому спутнику, движущемуся по круговой орбите, еще два положения равновесия кроме описанного радиального (его можно назвать: «спица в колесе» [2.24]). Это положения вдоль вектора скорости («стрела» [2.24]) и поперек вектора скорости — перпендикулярно двум предыдущим направлениям («поплавок» [2.24]). Но эти два положения неустойчивы по отношению к посторонним возмущениям: достаточно вспышки на Солнце — и спутник начнет отклоняться к положению «спицы в колесе». Какое важное это может иметь значение, мы увидим в § 1 гл. 7.

Система гравитационной стабилизации отработывалась, а потом использовалась на многих спутниках. Таковы «Триад», «Траак», «GEOS-1, -2», «Эол», спутники серии АТС, «Эксплорер-38» (четыре гравитационных полых стержня длиной 230 м, образующих две V-образные антенны радиотелескопа, и демпфирующий стержень длиной 96 м) и другие. Несколько стержней, которые могут выдвигаться и вдвигаться, позволяют стабилизировать спутник по трем осям, разворачивать его на 180° в новое устойчивое положение (экспериментальный спутник «Додж»). На многих спутниках наряду с гравитационной используется магнитная ориентация [2.25].

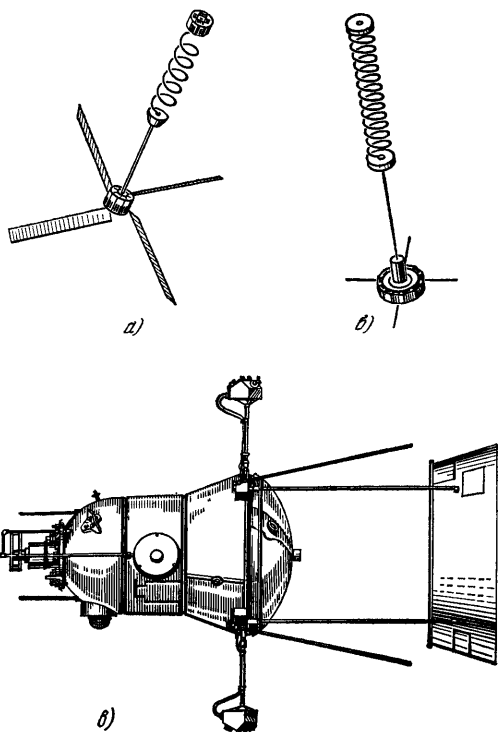


Рис. 51. Спутники с пассивными системами стабилизации: а) навигационный спутник США «1963-22А», б) исследовательский спутник США «Траак»; в) советский метеорологический спутник, «Космос-149» («Космическая стрела»).

К числу пассивных методов относится аэродинамическая стабилизация. Продольная ось спутника может быть ориентирована в направлении его полета, если расположить в хвостовой части спутника стабилизатор, обладающий большей «парусностью», чем сам спутник (по принципу оперенной стрелы). Системой аэродинамической стабилизации был снабжен советский метеорологический спут-

ник «Космос-149» (1967 г., рис. 51, в). При этом стабилизация спутника по крену (устранение поворота вокруг продольной оси) достигалась дополнительно с помощью двух гироскопов. Иллюминатор телевизионной аппаратуры спутника был в результате все время направлен на Землю [2.25]. К этому типу относился и спутник «Космос-320» (1970 г.).

Ориентация пилотируемых кораблей-спутников осуществляется посредством ручного управления или автоматически. Например, космонавт может развернуть корабль «Союз» произвольным образом по отношению к направлению своего полета. О направлении же этом он судит по показаниям ионного датчика вектора скорости.

Нельзя не упомянуть в заключение о важном теоретическом положении: *вращательное движение спутника тесно связано с его поступательным движением, или движение спутника относительно центра масс связано с движением самого центра масс* [2.21, 2.24]. Эта связь, устанавливаемая анализом точных уравнений движения, делается заметной при больших размерах спутника.

Пусть, например, длинный продолговатый спутник с большими одинаковыми массами на концах («гантель») движется по круговой орбите вокруг Земли в положении «спицы в колесе». Повернем его с помощью системы ориентации в положение «копья». Суммарная гравитационная сила, действующая на спутник, как вытекает из закона всемирного тяготения, теперь уменьшится, и спутник перейдет на эллиптическую орбиту. (Читатель убедится в сказанном, проделав вычисления, если, пренебрегая массой стержня «гантели», примет его длину, скажем, равной $2R$, а высоту первоначальной орбиты — равной R или $2R$, где R — радиус Земли.)

С помощью системы ориентации может быть изменена орбита и в случаях совсем иных природных сил. Например, сопротивление атмосферы может измениться при перемене положения спутника по отношению к встречному потоку, а сила давления солнечного света — при изменении ориентации аппарата с солнечным парусом; это отражается на орбите.