

## ЗОНДИРОВАНИЕ МЕЖПЛАНЕТНОГО ПРОСТРАНСТВА

### § 1. Одноимпульсные орбиты искусственных планет

Космические аппараты, орбиты которых не задевают сфер действия каких-либо планет, называют *космическими зондами*. При этом под зондированием понимается исследование собственно межпланетного пространства, а не планет, их спутников, комет или их окрестностей. Если орбита зонда — эллиптическая, то его называют *искусственной планетой* или *искусственным спутником Солнца* (когда эллиптическая орбита имеет большой эксцентриситет, то иногда говорят об «искусственной комете»). Параболические и гиперболические орбиты межпланетных зондов мы в этой главе рассматривать не будем.

Для выхода на орбиту искусственной планеты достаточно превысить вторую космическую скорость. Орбита такого зонда может быть названа *одноимпульсной*. Она, естественно, обязана пересекаться с орбитой Земли (сферу действия Земли в межпланетных масштабах мы будем принимать за точку). Период обращения искусственной планеты полностью определяется величиной большой оси ее орбиты (см. § 5 гл. 2), а последняя в свою очередь определяется величиной гелиоцентрической скорости выхода из сферы действия, являющейся начальной скоростью движения искусственной планеты по орбите.

Можно так подобрать величину и направление геоцентрической скорости выхода, что период обращения окажется кратным периоду обращения Земли, т. е. будет измеряться целым или дробным числом лет. Тогда через какой-то период времени, равный наименьшему общему кратному обоих периодов обращения, Земля и зонд встретятся в точке начала движения искусственной планеты [4.33]. Это произойдет через целое число лет после старта. Таким путем можно получить с близкого расстояния по радио данные исследования межпланетного пространства или даже вернуть на Землю часть бортовой научной аппаратуры.

Если плоскость орбиты искусственной планеты совпадает с плоскостью эклиптики (когда гелиоцентрическая скорость выхода ле-

жит в плоскости эклиптики) и притом орбита не является касательной к орбите Земли, то обе орбиты имеют еще одну точку пересечения, кроме начальной. В этой второй точке пересечения при должном подборе параметров орбиты зонда также возможна встреча с Землей, но уже через дробное число лет [4.33].

Если пренебречь возмущающим влиянием Земли в момент сближения, то следует ожидать периодических возвращений искусственной планеты к Земле. Фактически же возмущения вызовут изменение периода обращения. Зонд придет в следующий раз к месту встречи на орбите Земли немного раньше или немного позже Земли, и повторная встреча не произойдет.

Рассмотрим семейство орбит искусственных планет, касающихся орбиты Земли. Это семейство делится на два подсемейства: внутренних орбит и внешних орбит. Периоды обращения для внутренних орбит — все меньше года, для внешних орбит — больше года. И тех и других орбит бесконечное число.

Чтобы могло произойти возвращение искусственной планеты к Земле, планета и Земля должны каждая совершить целое число оборотов вокруг Солнца. Пусть Земля за время полета совершает  $m$  оборотов, а искусственная планета —  $n$  оборотов ( $m$  и  $n$  — целые числа). Тогда период обращения искусственной планеты равен  $m/n$  лет. Верно и обратное: если период обращения искусственной планеты составляет  $m/n$  лет, причем дробь  $m/n$  несократима, то до встречи Земля совершит  $m$  оборотов (за  $m$  лет), а планета совершит  $n$  оборотов. Если  $m < n$ , орбита — внутренняя, если  $m > n$  — внешняя.

Нетрудно сообразить, что минимальный срок возвращения к Земле для внутренних орбит равен одному году. Через год, совершив два оборота вокруг Солнца, возвратится к Земле в начальную точку своего движения зонд с периодом обращения  $1/2$  года. Точно также через год вернулись бы к Земле и зонды с периодами обращения  $1/3$ ,  $1/4$ ,  $1/5$  года и т. д., но... таких искусственных планет не существует, так как минимальный период обращения искусственной планеты равен удвоенному времени полета к Солнцу по полуэллипсу, т. е. 130,04 сут — более  $1/3$  года. Остальные внутренние орбиты обеспечивают возврат к Земле через два, три и большее число лет. (Например, при периоде  $2/3$  года зонд возвращается к Земле через 2 года, совершив 3 оборота вокруг Солнца.)

Для вывода искусственной планеты на полугодовую орбиту необходима скорость отлета с Земли 15,46 км/с [4.33]. Полугодовая орбита пересекает орбиты Венеры и Меркурия. Расстояние зонда от Солнца в перигелии равно 0,260 а. е. (меньше расстояния Меркурия в его перигелии, которое равно 0,31 а. е.).

Постоянную систему четырех полугодовых искусственных планет можно эффективно использовать для исследования Солнца [4.34]. Пусть запуск зонда  $1$  происходит, когда Земля находится

в точке  $A$  своей орбиты (рис. 132). Через 3 месяца производится запуск зонда 2 в точке  $B$ , еще через 3 месяца — зонда 3 в точке  $C$  и, наконец, через 9 месяцев после старта в точке  $A$  — в точке  $D$ . Через год после первого запуска все зонды (1, 2, 3, 4) займут положения, показанные на рис. 132. Указанная ромбическая конфигурация будет повторяться каждые полгода. Также через 6 месяцев будет повторяться ромбическая конфигурация в повернутом на  $90^\circ$

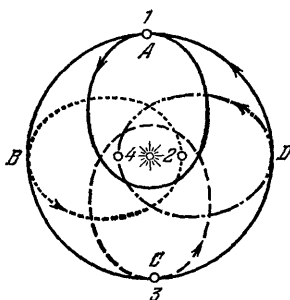


Рис. 132. Система из четырех искусственных планет с полугодовыми периодами обращения.

положении (первый раз она возникает через 15 месяцев после запуска зонда 1). Ближайшие к Солнцу зонды позволят одновременно наблюдать с двух противоположных сторон практически всю поверхность Солнца и будут находиться в это время на линии, перпендикулярной к направлению Земля — Солнце, — в наилучшем положении для приема их радиосигналов.

Переходя к внешним касательным орбитам с возвращением к Земле через целое число лет, отметим, что здесь не существует ограничений в размерах периода  $P=m/n$ , так как  $m$  и  $n$  могут быть любыми целыми числами, удовлетворяющими условию  $m > n$  (кроме того,  $m/n$  — несократимая дробь). Представляя интерес орбиты с возвращением через небольшое число лет.

Орбита с периодом  $P=2$  года соответствует возвращению к Земле после одного оборота планеты ( $n=1$ ) и двух оборотов Земли ( $m=2$ ). Ее афелий удален от Солнца на 2,174 а. е. (лежит за орбитой Марса).

Искусственные планеты могут вернуться к Земле через 5 лет, если их периоды обращения равны  $5/1$ , или  $5/2$ , или  $5/3$ , или  $5/4$  года; за это время они успевают сделать соответственно 1, 2, 3 и 4 оборота вокруг Солнца. Их афелии равны 4,848; 2,684; 1,811; 1,321 а. е. Необходимые скорости запусков составляют 14,09; 12,77; 11,89; 11,36 км/с.

Любопытно, что последняя из указанных орбит очень близка к орбите первой искусственной планеты «Луна-1», запущенной в Советском Союзе 2 января 1959 г., прошедшей 4 января вблизи Луны и 7—8 января пересекшей границу сферы действия Земли. Расстояние станции «Луна-1» от Солнца в перигелии равнялось 146 млн. км = 0,976 а. е., в афелии 197 млн. км = 1,317 а. е., что очень близко к данным орбиты с периодом  $5/4$  года. Орбита была почти касательной к орбите Земли, наклон к плоскости эклиптики составлял около  $1^\circ$ . Период обращения станции «Луна-1» составлял 450 сут и равнялся бы в точности  $5/4$  года, если бы год продолжался 360, а не 365,256 сут. Фактически поэтому через 5 лет после запуска расстояние между «Луной-1» и Землей должно было составлять де-

сятки миллионов километров (Земля опоздала бы прийти к месту встречи на месяц).

Орбиты возвращения к Земле удобно изображать в системе координат, вращающейся вместе с линией Солнце — Земля (рис. 133) [4.35]. Петли в начале движения (рис. 133, б) объясняются тем, что

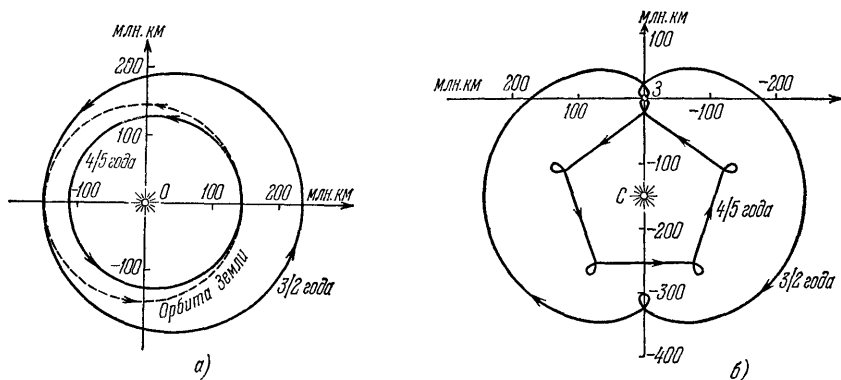


Рис. 133. Орбиты искусственных планет с периодами обращения  $\frac{3}{2}$  и  $\frac{4}{5}$  года [4.35]: а) в гелиоцентрической системе координат; б) в системе координат, вращающейся вместе с линией Солнце — Земля.

внешняя искусственная планета в своем угловом движении вокруг Солнца сначала недолго обгоняет Землю и скоро начинает отставать от нее, а с внутренней планетой дело обстоит наоборот (см. § 5 гл. 5). Эти явления повторяются и в дальнейшем при возвращении к орбите Земли.

Из-за земных возмущений внутри сферы действия Земли изображенная идеальная картина рано или поздно нарушится. С помощью коррекции, однако, можно добиться, чтобы прохождения мимо Земли происходили на достаточно большом от нее расстоянии.

## § 2. Полеты вне плоскости эклиптики

Исследование свойств межпланетного пространства вдали от плоскости эклиптики представляет большой научный интерес. Отклонение от плоскости эклиптики требует дополнительных энергетических затрат. Эти затраты резко различаются между собой в зависимости от того, какой район вне плоскости эклиптики мы желаем исследовать.

Легче всего проникнуть в районы, отдаленные от плоскости эклиптики, совершив это на окраине Солнечной системы. Для этого достаточно вывести искусственную планету на внешнюю эллиптическую орбиту, наклоненную на небольшой угол к плоскости эклиптики. Даже слабый наклон удалит космический аппарат на больших

расстояниях от Солнца на десятки миллионов километров от плоскости эклиптики.

Гораздо труднее проникнуть в пространство «над» и «под» Солнцем. Предположим, что мы стремимся запустить искусственную планету на круговую орбиту, перпендикулярную к плоскости эклиптики. Двигаясь по такой орбите, искусственная планета через полгода после старта должна встретить Землю. Гелиоцентрическая

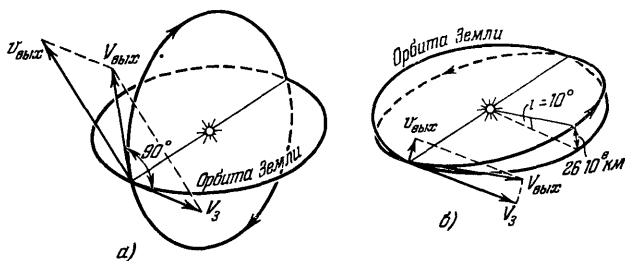


Рис. 134. Искусственные планеты на круговых орбитах радиуса 1 а. е. при наклонениях: а)  $90^\circ$ , б)  $10^\circ$ .

скорость выхода из сферы действия Земли  $V_{\text{вых}}$  должна быть равна по величине скорости Земли  $V_3 = 29,785$  км/с. Построение на рис. 134, а показывает, что геоцентрическая скорость выхода  $v_{\text{вых}} = V_3 \sqrt{2} = 42,122$  км/с. Отсюда начальная скорость отлета  $v_0 = \sqrt{11,186^2 + 42,122^2} = 43,582$  км/с. Мы получили еще бóльшую величину, чем четвертая космическая скорость.

Полет по эллиптической орбите, лежащей в плоскости, перпендикулярной к эклиптике, с перигелием, находящимся за Солнцем вблизи его поверхности, потребовал бы начальной скорости, лишь немного превышающей четвертую космическую, но максимальное удаление космического аппарата от плоскости эклиптики (на пути от Земли до Солнца) было бы равно  $0,068$  а. е., т. е. 10 млн. км. Слишком небольшая величина в масштабах Солнечной системы, а скорость старта почти недостижима!

Но совсем просто оказывается исследовать районы, лежащие на многие миллионы километров «выше» и «ниже» орбиты Земли. Чтобы вывести искусственную планету на круговую орбиту радиуса 1 а. е., плоскость которой наклонена на угол  $i$  к плоскости эклиптики, нужна геоцентрическая скорость выхода  $v_{\text{вых}} = 2V_3 \sin(i/2)$ . Для угла  $i = 10^\circ$  найдем  $v_{\text{вых}} = 5,19$  км/с, откуда  $v_0 = \sqrt{11,19^2 + 5,19^2} = 12,3$  км/с. Как видим, скорость отлета с Земли оказалась небольшой, а между тем она позволяет искусственной планете через 3 месяца после старта удалиться от Земли на максимальное расстояние 26 млн. км (рис. 134, б). Заметим, что такая искусственная планета, двигаясь бок о бок с Землей (хотя и за пределами сферы действия),

должна подвергаться заметному возмущающему влиянию нашей планеты.

Запуск с начальной скоростью, равной третьей космической (16,65 км/с), позволяет вывести космический аппарат на круговую орбиту радиуса 1 а. е., наклоненную к плоскости эклиптики на угол  $24^\circ$ . Максимальное расстояние аппарата от Земли (через 3 месяца) составит 60 млн. км.

С точки зрения исследования Солнца представляет интерес достижение высоких гелиографических широт, т. е. возможно большее отклонение от плоскости солнечного экватора, а не от эклиптики. Но эклиптика уже наклонена к солнечному экватору на угол  $7,2^\circ$ . Поэтому выход из плоскости эклиптики желательно совершить в узле эклиптики — точке пересечения орбиты Земли с плоскостью солнечного экватора, чтобы отклонение орбиты зонда от плоскости эклиптики прибавилось к уже имеющемуся естественному наклону самой эклиптики. Поскольку ось Солнца наклонена в сторону точки осеннего равноденствия, старт должен осуществляться в середине лета или в середине зимы, когда ось Солнца видна «сбоку».

### § 3. Поворот плоскости орбиты с помощью солнечной ЭРДУ

Если космический аппарат уже покинул сферу действия Земли, то поворот плоскости его орбиты может быть успешно осуществлен с помощью малой тяги. Сам выход к границе сферы действия Земли может быть также произведен посредством малой тяги при старте с околоземной орбиты, но может быть для этого использована и химическая ракета. В последнем случае при геоцентрической скорости выхода, равной нулю ( $v_{\text{вых}} = v_\infty = 0$ ), малая тяга начнет воздействовать на орбиту, совпадающую с эклипстикой, т. е. уже наклоненную к солнечному экватору на  $7,2^\circ$ . Если ракета-носитель способна обеспечить некоторое значение  $v_\infty > 0$ , то всегда можно так подобрать направление выхода из сферы действия Земли, чтобы орбита искусственной планеты была круговой радиуса 1 а. е. с некоторым наклоном  $i$  к эклиптике, и так подобрать момент старта, чтобы начальный наклон к плоскости солнечного экватора равнялся  $i_0 = i + 7,2^\circ$ .

На рис. 135 [4.36] точка  $A$  соответствует точке старта, и она же является узлом и орбиты Земли и орбиты искусственной планеты. Чтобы увеличить наклон орбиты, малая тяга должна прикладываться перпендикулярно к ее плоскости сразу же после выхода из сферы действия Земли, но сниматься задолго до прихода (через 3 месяца после старта) в точку  $B$  наибольшего отклонения от плоскости солнечного экватора. На следующем активном участке, простирающемся по обе стороны узла  $C$  (он достигается через 6 месяцев после старта), малая тяга прикладывается также перпендикулярно к пло-

скости орбиты, но в направлении, противоположном первому участку (аппарат поворачивается на  $180^\circ$ ). Малая тяга не только изменяет наклон орбиты, но и несколько продвигает вперед ее узлы, так что еще через 6 месяцев космический аппарат, пройдя максимальное

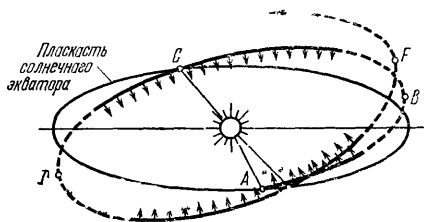


Рис 135. Поворот плоскости орбиты с помощью малой тяги [4 36]

отклонение в точке  $D$ , пересечет плоскость солнечного экватора в точке  $E$ , по обе стороны которой расположится новый активный участок, и т. д.

Таким путем, пока не будет израсходован запас рабочего тела, космический аппарат, оснащенный солнечной ЭРДУ, за несколько витков (т. е. несколько лет!) удалится довольно далеко от плоскости экватора Солнца.

Управление тягой ЭРДУ упрощено тем, что расстояние от Солнца неизменно. Наиболее интересные наблюдения — в точках максимального удаления — производятся при неработающей ЭРДУ, что также удобно.

Согласно опубликованным расчетам [4.36], при чистой массе зонда (без ЭРДУ) 200 кг и использовании ракеты-носителя «Титан-3С» может быть достигнут наклон к плоскости солнечного экватора, равный  $41^\circ$ . Тот же космический аппарат может быть выведен на орбиту искусственной планеты с наклоном к плоскости экватора только  $27^\circ$ , если вместо того, чтобы снабдить аппарат солнечной ЭРДУ, ракета-носитель будет дополнена ступенью «Бернер-2». Аналогично для ракеты-носителя «Титан-3D — Центавр» и аппарата с ЭРДУ —  $51^\circ$ , а для ракеты «Титан-3D — Центавр — Бернер-2» и аппарата без ЭРДУ —  $34^\circ$ . Во всех случаях предполагаются три активных участка (общей продолжительностью примерно 360 сут), мощность ЭРДУ 10 кВт и удельный импульс ЭРДУ 2600 с.

#### § 4. Двухимпульсные орбиты искусственных планет

До сих пор мы имели дело с искусственными планетами, выводимыми на орбиты с помощью одного импульса скорости. Только с помощью второго импульса, сообщаемого вне сферы действия Земли, можно вывести космический аппарат на орбиту искусственной планеты, не имеющую общих точек с орбитой Земли.

Таким путем, например, искусственная планета может быть выведена на круговую орбиту. Для этого она первоначально выводится на внутреннюю или внешнюю переходную орбиту, и затем ей сообщается второй импульс соответственно в перигелии (тормозной) или в афелии (разгонный), доводящий ее скорость до местной круговой.

Внутренние круговые орбиты искусственных планет с малыми радиусами особенно интересны для исследования Солнца. Крайним случаем является искусственная планета, движущаяся непосредственно вблизи поверхности Солнца и представляющая, разумеется, лишь теоретический интерес из-за колоссальной температуры солнечной атмосферы. Тормозной импульс должен равняться 178 км/с (разница между скоростью 615 км/с подлета к краю Солнца и местной круговой скоростью 437 км/с). Таким образом, запуск низко-го спутника Солнца является заведомо технически нереальной задачей.

Интересно рассмотреть вопрос о запуске «стационарного» спутника Солнца. Кавычки здесь употреблены потому, что, во-первых, речь идет об орбите, лежащей в плоскости орбиты Земли, а экваториальная плоскость Солнца наклонена к ней на  $7^{\circ}15'$ , и, во-вторых, скорость вращения Солнца на разных широтах неодинакова. Мы примем для «стационарного» спутника Солнца период 26 сут. Ему соответствует радиус орбиты 0,172 а. е. и круговая скорость 71,75 км/с. Переход до перигелия переходной орбиты совершается за 82 сут. Скорость старта с Земли должна быть равна 17,69 км/с, скорость искусственной планеты в афелии — 16,08 км/с, в перигелии — 93,4 км/с. Таким образом, второй импульс должен равняться  $93,4 - 71,8 = 21,6$  км/с, а суммарная характеристическая скорость (без учета гравитационных потерь при старте) равна  $17,7 + 21,6 = 39,3$  км/с. Следовательно, запуск «стационарного» спутника Солнца требует очень больших энергетических затрат на единицу полезной нагрузки; он невозможен без сборки космического аппарата на околоземной орбите. Это следует сказать и вообще о всяких круговых орбитах, более или менее близких к центру Солнечной системы<sup>1)</sup>. Например, вывод искусственной планеты на орбиту радиуса 0,387 а. е. (большая полуось орбиты Меркурия) требует характеристической скорости 23 км/с.

Гораздо лучше обстоит дело с запусками искусственных планет на орбиты, находящиеся на уровнях орбит Венеры и внешних планет. С увеличением радиуса орбиты суммарная характеристическая скорость сначала возрастает до 21,4 км/с, а затем убывает до значения третьей космической скорости 16,65 км/с для орбиты бесконечного радиуса. Переломной является орбита радиуса 11,9 а. е. [4.6, 4.13] (сравните со сказанным в § 2 гл. 5), лежащая за орбитой Сатурна. Значения суммарных характеристических скоростей для запусков искусственных планет на орбиты естественных можно найти, сложив данные столбца 2 табл. 6 с данными столбца 2 табл. 8.

<sup>1)</sup> Мы не касаемся здесь серьезных технических проблем, связанных с нагревом космического аппарата. Интенсивность облучения поверхности «стационарного» спутника Солнца будет в 33,8 раза больше, чем на орбите Земли



На рис. 136 приведены график *a* начальных скоростей, необходимых для достижения различных расстояний от Солнца, и график *б* суммарных характеристических скоростей для запусков соответствующих искусственных планет на двухимпульсные круговые орбиты.

Особый характер носит операция выведения космического аппарата на орбиту, совпадающую с орбитой Земли, но в точке, опережающей Землю или отстающей от нее. Можно, например, вывести

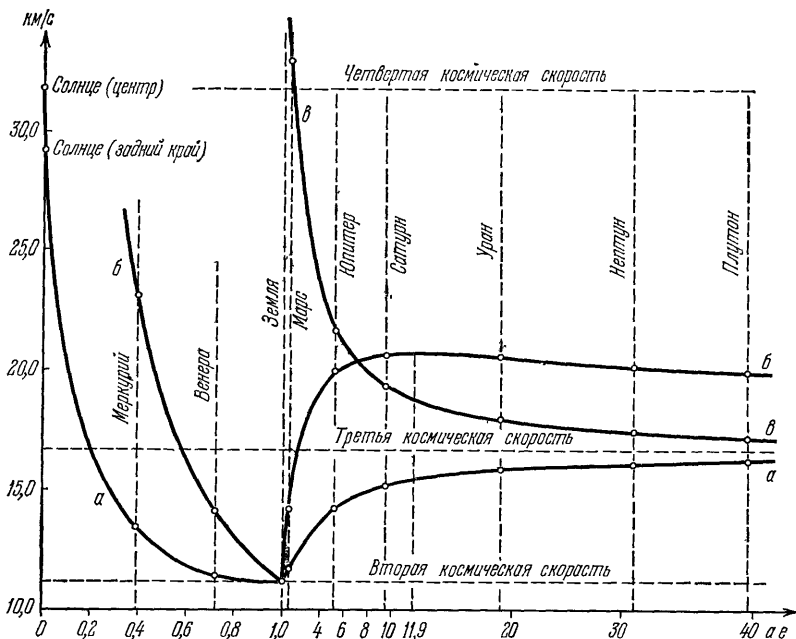


Рис. 136. Графики (*a*) начальных скоростей, обеспечивающих достижение заданных расстояний по полуэллиптическим траекториям, и (*б*) суммарных характеристических скоростей для двухимпульсных запусков искусственных планет на круговые орбиты. Расстояние по вертикали между графиками *a* и *б* указывает величину импульса в афелии орбиты перехода. График *б* показывает величину суммарной характеристической скорости двухимпульсного маневра для падения на Солнце. Старты — с земной поверхности. Потери не учитываются. Масштабы расстояний на оси абсцисс отличаются в 20 раз для внутренних и внешних орбит.

аппарат сначала на промежуточную орбиту с периодом обращения  $\frac{4}{5}$  года (рис. 133, *a*). Вернувшись через  $\frac{4}{5}$  года в точку запуска, космический аппарат не застанет там Землю, которая за это время уйдет на  $\frac{4}{5} \cdot 360^\circ = 288^\circ$ , т. е. окажется на  $72^\circ$  позади искусственной планеты. Это отставание сохранится и впредь, если теперь разгонным импульсом вернуть космический аппарат на орбиту Земли. Аналогично может быть посредством промежуточной орбиты с пе-

риодом  $\frac{3}{2}$  года (рис. 133, а) выведена искусственная планета на орбиту Земли в точке, диаметрально противоположной Земле. (Правда, связь с ней затруднена радиопомехами со стороны находящегося посредине Солнца.)

### § 5. Переход через бесконечность

Аналогично тому, что говорилось в § 2 гл. 5, т р е х и м п у л ь с н ы й маневр (см. рис. 36) в поле притяжения Солнца дает энергетический выигрыш, если радиус орбиты, на которую выводится искусственная планета, превышает 11,9 а. е. Пользоваться этим маневром на практике, однако, нецелесообразно, так как для того, чтобы получить ощутимый выигрыш, следовало бы относить афелий первой полуэллиптической траектории удаления от Солнца (и второй траектории приближения) так далеко, что вся операция продолжалась бы десятки лет. (Максимальный выигрыш, разумеется, достигается «переходом через бесконечность»).

По-видимому, может быть целесообразен д в у х и м п у л ь с н ы й маневр выхода из плоскости эклиптики: космический аппарат удаляется по гомановской траектории так далеко, что слабый импульс в афелии может вывести его на новую эллиптическую орбиту в новой плоскости. Например, при удалении афелия на 40 а. е. от Солнца (среднее расстояние Плутона) достаточно сообщить аппарату скорость 1,4 км/с, чтобы его гомановская орбита повернулась, не изменяясь, на  $90^\circ$  вокруг линии Солнце — афелий. При этом максимальное удаление от плоскости эклиптики составит 6,32 а. е.  $= 945 \cdot 10^6$  км и будет находиться примерно над орбитой Урана. Суммарная характеристическая скорость равна 17,7 км/с (приведена к поверхности Земли, потери не учитываются). Минимальное значение суммарной характеристической скорости равно третьей космической скорости 16,65 км/с и достигается «переходом через бесконечность».

Рассмотрим, наконец, д в у х и м п у л ь с н ы й маневр полета к Солнцу: удаление по гомановской траектории с полным погашением скорости в афелии и последующее прямолинейное падение на Солнце (или почти полное погашение с падением по огромной полуэллиптической траектории). Суммарная характеристическая скорость маневра находится сложением столбцов 2 (или 3) и 7 табл. 6 в § 4 гл. 13. Ее зависимость от расстояния от Солнца, на котором сообщается тормозной импульс, показана на графике в рис. 136. Как видим, суммарная характеристическая скорость по мере удаления от Солнца падает, стремясь к величине 16,653 км/с: в пределе, при третьей космической скорости, на бесконечности нужно сообщить импульс, равный  $0 - 0 = 0$ . Сравнение графиков а и в показывает, что для околосолнечной области радиуса примерно 0,2 а. е. всегда можно подобрать двухимпульсный маневр, при котором

можно получить выигрыш в скорости. Наилучший выигрыш дает переход через бесконечность. Достижение Солнца при тормозном импульсе, сообщаемом на расстоянии 20 а. е. (за орбитой Урана), приводит к падению на Солнце через 33 года после старта (в том числе 16 лет прямолинейного падения) [4.6]. Очень долго! Практически поэтому область вокруг Солнца, для достижения которой целесообразно применять двухимпульсный маневр, еще более сужается. Реально, по-видимому, прямые полеты к Солнцу (без использования межпланетного пертурбационного маневра) удастся осуществлять лишь с помощью ядерных ракет.

## § 6. Выведение искусственной планеты в точку либрации

Для решения этой задачи во всех случаях подходят приемы, описанные в § 4 этой главы. Важно только иметь в виду, что коллинеарные точки либрации, о которых говорилось в § 8 гл. 13, находятся вблизи границ сфер действия планет, а потому, изучая движение на подходе к цели полета, приходится пользоваться численным интегрированием, учитывая притяжения Солнца, планеты и, возможно, ее крупных спутников.

Особенность выведения в коллинеарные точки либрации системы Солнце — Земля заключается еще в том, что запуск производится не с гиперболической (относительно Земли), а с эллиптической начальной скоростью, но, естественно, близкой к параболической.

Оценим величину импульса при подходе к точке либрации. Объект, находящийся в любой из точек  $L_1$  и  $L_2$  может рассматриваться и как спутник Солнца и как спутник Земли с одинаковыми периодами обращения — 1 год. Гелиоцентрическая скорость точки  $L_1$  — 29,5 км/с, геоцентрическая — 0,3 км/с. Гелиоцентрическая скорость точки  $L_2$  — 31,1 км/с, геоцентрическая — 0,3 км/с (расстояния точек от Земли почти одинаковы)<sup>1)</sup>. В системе отсчета, связанной с линией Солнце — Земля, скорости обеих точек, конечно, равны нулю. Теперь ясно, что импульсы скорости при подходе к  $L_1$  и  $L_2$  еще меньше, чем 0,3 км/с, но точное значение их может быть найдено только в рамках ограниченной задачи четырех тел: Солнце — Земля — Луна — космический аппарат.

На рис. 137 показана траектория выведения космического аппарата на гало-орбиту вблизи точки  $L_1$  [4.37]. Траектория изображена в системе координат, вращающейся вместе с линией Солнце — Земля (один оборот в год). Старт предполагается 24 июля 1978 г. при «энергии запуска» (§ 5 гл. 2) — 0,58 км<sup>2</sup>/с<sup>2</sup>. Это соответствует геоцентрической скорости 10,989 км/с при высоте 200 км над Землей (на 26 м/с меньше соответствующей параболической скорости).

<sup>1)</sup> Предоставляем читателю самому разобраться в том, как получены указанные величины.

Переход на гало-орбиту требует импульса  $100 \div 175$  м/с (в случае рис. 137 это происходит на 106-е сутки). Предусмотрены коррекции

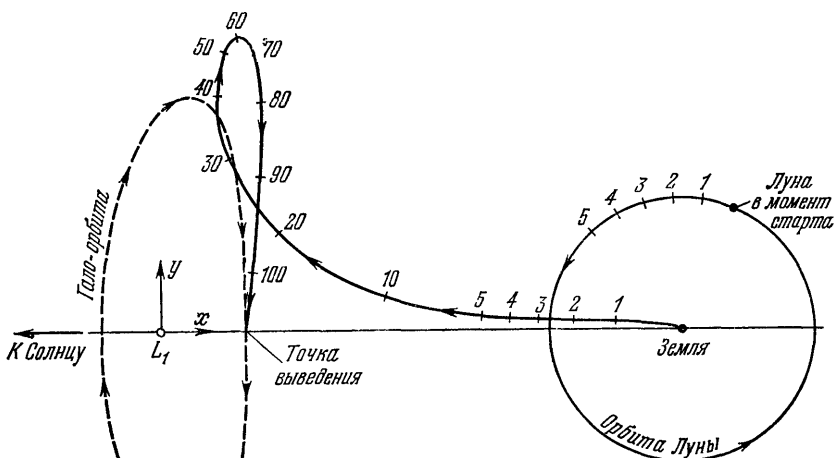


Рис. 137. Выведение на гало-орбиту вблизи точки  $L_1$  системы Солнце — Земля. Числовые отметки указывают число суток, истекших после старта.

через 1, 30 и 70 сут после старта (импульсы 95, 10 и 1 м/с). Удержание аппарата на гало-орбите нуждается в характеристической скорости 10 м/с в течение года.

## § 7. Научное значение искусственных планет

Аппаратура межпланетных зондов предназначена для изучения электромагнитного и иных излучений (в том числе излучений Солнца), межпланетного магнитного поля, межпланетного газа, метеорных частиц, для исследований в области общей теории относительности. В частности, ценны измерения в те моменты, когда два аппарата находятся с противоположных сторон Солнца или на одной солнечной магнитной линии. Искусственные планеты несут вахту службы Солнца, что особенно ценно для безопасности космонавтов, если одновременно происходит какой-либо пилотируемый полет. С подобными целями был запущен ряд искусственных планет в Советском Союзе и США. Сюда относятся некоторые из советских станций серии «Зонд» и американские аппараты «Пионер-5—9».

10 декабря 1974 г. и 15 января 1976 г. были запущены с помощью американских ракет «Титан-3D — Центавр» на орбиты искусственных планет спроектированные и построенные в ФРГ аппараты «Гелиос-1» и «Гелиос-2». Их афелии находятся вблизи орбиты Земли, а перигелии на расстояниях соответственно 0,31 а. е. (46,4 млн. км) и 0,29 а. е. (43,4 млн. км) от Солнца; их периоды обращения 189

и 186 сут. Последнее расстояние является рекордным для проникновения внутрь Солнечной системы. Изучались межпланетное магнитное поле (обнаружены «дыры» вблизи Солнца), концентрация пыли (интенсивность зодиакального света), регистрировались микрометеориты (по мере приближения к Солнцу их делалось все больше и скорости их увеличивались), измерялись электрические поля.

Представляют интерес запуски искусственных планет в точки либрации  $L_1$  и  $L_2$  системы Солнце — Земля. В первой из этих точек может находиться солнечный дозор, вблизи второй — станция для наблюдения магнитного шлейфа Земли.

12 августа 1978 г. был запущен американский аппарат ISEE-3, который 21 ноября вышел на гало-орбиту в окрестности точки  $L_1$ , находящуюся, по сообщениям, на расстоянии 1,6 млн. км от Земли. Один оборот по гало-орбите совершается за полгода. Аппарат отклоняется в обе стороны от плоскости эклиптики на 150 000 км, так что не проектируется на солнечный диск, а потому приему его сигналов не мешают радишумы от Солнца. Траектория выведения ISEE-3 из-за того, что запуск состоялся не 24 июля 1978 г., а на 19 сут позже, отличалась от изображенной на рис. 137 (Луна находилась на другой части своей орбиты).

Магнитный шлейф Земли несколько отклонен (как и хвосты комет) от линии Солнце — Земля. Можно насильственно, путем коррекций удерживать станцию в шлейфе, для чего потребуется в год характеристическая скорость 380 м/с [4.17].

Были бы полезны зонды, расположенные на орбите Земли впереди и позади нашей планеты, например, на расстоянии 10 млн. км. Они бы измеряли характеристики межпланетной среды в тех точках, куда Земля придет через 4 сут и откуда она ушла 4 сут назад. Удержание зондов в избранных точках также требует коррекций [4.17].

Для изучения пояса астероидов можно бы было вывести космический аппарат на орбиту с перигелием у нижней границы пояса и афелием у верхней границы.