

## Глава 19

### ПОЛЕТЫ К ЮПИТЕРИАНСКИМ ПЛАНЕТАМ

#### § 1. Планеты, совсем не похожие на нашу

Под *юпитерианскими планетами*, или *планетами группы Юпитера*, в отличие от планет земной группы (Меркурий, Венера, Марс) мы будем понимать Юпитер, Сатурн, Уран и Нептун, имеющие между собой много общего в физическом строении и обладающие некоторыми общими особенностями с точки зрения космодинамики. Мы отнесем к ним с этой последней точки зрения также самую далекую из планет Солнечной системы — Плутон.

Вступая во внешнюю область Солнечной системы, занятую орбитами планет юпитерианской группы, мы оказываемся в области колоссальных расстояний планет от Солнца и от Земли, а также между собой. Теперь радиусы сфер действия планет измеряются десятками миллионов километров, длительности полетов — годами и десятками лет. Мощные атмосферы планет юпитерианской группы в сочетании с сильным тяготением совершенно по-новому ставят вопрос о посадке на планеты. Делается затруднительным выход космических аппаратов на низкие орбиты вокруг планет из-за все того же их мощного тяготения, а зоны высокой радиации, существующие по крайней мере вокруг Юпитера и Сатурна, грозят целостности научной аппаратуры, не говоря уже о жизни человека, даже на пролетных траекториях, если они проходят чересчур близко от планеты.

Но какие странные удивительные планеты! Похожие друг на друга и в то же время столь сильно различающиеся. Сатурн с его знаменитыми удивительными кольцами. Уран с кольцами другого рода, открытыми в 1978 г., движущийся вокруг Солнца почему-то «лежа на боку», спутники которого имеют столь же странно расположенные орбиты. Юпитер с поражающим воображение, постоянно существующим Красным Пятном величиной с Землю, меняющим окраску и отстающим от вращения атмосферы. Что за странные явления в необычных по химическому составу атмосферах этих пла-

нет, согретых не Солнцем, а внутренним жаром их недр, и, если правы оптимисты, какая, быть может, странная жизнь таится в толщах их атмосфер! Множество естественных спутников, из которых отдельные величиной с планету земной группы и которые — о, счастье! — обладают в отличие от своих планет-хозяек твердыми поверхностями (покрытыми льдом — водяным, углекислым, метановым?), на которые можно было бы совершить посадку, а некоторые — сносными для торможения атмосферами.

Среди холодных и темных пространств движутся планеты-левиафаны, окруженные спутниками и роями частиц. Мир фантастики!

Большой эксцентриситет и сильный наклон орбиты Плутона как и его малые размеры, выделяют эту планету и заставляют подзревать в ней или бывшего спутника Нептуна, покинувшего свою планету под действием возмущений со стороны других планет, или представителя занептунного пояса астероидов, нами еще не обнаруженного. В 1978 г. астрономы открыли и у Плутона спутник.

## § 2. Прямые перелеты

Под прямыми полетами мы будем понимать такие полеты, траектории которых на пути к конечной цели не пересекают сфер действия каких-либо промежуточных планет (примером непрямого перелета является уже знакомый нам перелет Земля — Венера — Меркурий, рассмотренный в § 3 гл. 18).

Ознакомление с табл. 6 и 7 (§ 4 гл. 13) поистине навевает грусть. И дело не в том, что минимальные начальные скорости отлета с Земли довольно велики (в конце концов все они меньше третьей космической скорости, а нам встречались и бóльшие). Пугают очень большие продолжительности полетов.

Гомановский перелет к Юпитеру, начинающийся при скорости 14 км/с, продолжается без трех месяцев 3 года, а параболический более года. Минимальная начальная скорость достижения Сатурна всего лишь на 1 км/с превышает соответствующую величину для Юпитера, но время перелета составляет уже 6 лет. По параболической же траектории Сатурн может быть достигнут за 2,5 года. Все это более или менее терпимо. Однако с остальными планетами группы Юпитера дело обстоит гораздо хуже. Полеты к Урану, Нептуну, Плутону требуют мало отличающихся минимальных скоростей, так как они уже близки к третьей космической. Но продолжительности полетов, как видно из табл. 6 и 7, колоссальны. Полет до Плутона (при его среднем расстоянии) по параболической траектории продолжается более 19 лет! 21 января 1979 г. Плутон, двигаясь по своей достаточно вытянутой орбите, оказался внутри почти круговой орбиты Нептуна и снова окажется дальше от Солнца, чем Нептун, только в марте 1999 г. (он достигнет перигелия в 1989 г), так что по-

лет к Плутону с параболической скоростью, совершенный до конца столетия, должен продолжаться 13 лет. Ниже мы увидим, как можно достичь Плутона за более короткое время. Интересно, что параболический перелет до афелия Плутона, который находится на расстоянии 49,54 а. е. и в котором планета будет в 2113 г., должен продолжаться 27 лет — вдвое дольше, чем до перигелия <sup>1)</sup>.

Синодический период обращения Юпитера равен 399 сут, т. е. благоприятный сезон наступает каждый год с опозданием немногим больше, чем на месяц, примерно так: август — сентябрь 1977 г., сентябрь — октябрь 1978 г., октябрь — ноябрь 1979 г., ноябрь — декабрь 1980 г., декабрь 1981 г. — январь 1982 г., февраль 1983 г., март 1984 г., апрель 1985 г., май 1986 г., июнь 1987, июль — август 1988 г., сентябрь 1989 г., октябрь 1990 г. Наиболее благоприятные сезоны, которые приходится на начало января и начало июня, когда Земля находится вблизи линии узлов орбиты Юпитера. При этом январские сезоны особенно удачны, так как в январе Земля находится вблизи своего перигелия, где ее скорость на 1 км/с больше, чем в афелии, проходимом в июне. (Это обстоятельство сказывается сильнее, чем при полетах к Марсу, так как теперь траектория перелета гораздо длиннее.) Старты в январские сезоны сопровождаются наименьшей начальной скоростью из всех возможных (по разным сезонам) начальных скоростей, угловой дальностью, близкой к 180°, наименьшим наклоном траектории перелета, продолжительностью полета порядка 1000 сут.

Синодические периоды остальных планет группы Юпитера немного превышают год (см. табл. 3 в § 1 гл. 13). Сезон, благоприятный для полета к Сатурну, наступает ежегодно с опозданием на две недели. Для Урана, Нептуна и Плутона опоздание наступает на срок от 5 до 1 сут. Космические аппараты к планетам юпитерианской группы можно запускать ежегодно, чтобы в течение долгих томительных лет ждать результатов эксперимента!

Большие дальности перелетов к Юпитеру и следующих за ним планет позволяют предполагать большую чувствительность траекторий к начальным ошибкам. Действительно, отклонение величины начальной скорости при полете к Юпитеру на 1 м/с вызывает отклонение в картинной плоскости для гомановской траектории на 340 000 км, для других траекторий на величину порядка 120 000 км. На среднем участке полета отклонение на 100 000 км, может быть компенсировано импульсом коррекции порядка 3 м/с. Для изменения длительности полета на 12 ч необходим импульс коррекции около 10 м/с [4.65].

<sup>1)</sup> Читатель может проделать все вычисления самостоятельно, если воспользуется формулой (12') в § 4 гл. 13 и соотношениями  $R_{аф} = a(1 + \varepsilon)$ ,  $R_{пер} = a(1 - \varepsilon)$ , где  $a$  — среднее расстояние от Солнца, а  $\varepsilon$  — эксцентриситет орбиты планеты.

### § 3. Полеты к Юпитеру и Сатурну через планеты земной группы

Естественна мысль воспользоваться полем тяготения Марса, чтобы на пути к Юпитеру и Сатурну получить от него дополнительный даровой импульс скорости. К сожалению, точный анализ (учитывающий эксцентриситет и наклон орбиты Марса) [4.66] показывает, что в большинстве случаев слабое поле тяготения Марса при том радиусе Марса, который, увы, реально существует, не может самостоятельно разогнать космический аппарат, вошедший в его сферу действия, чтобы он мог достичь Юпитера; требуется еще сообщить аппарату дополнительный импульс в перигеентре пролетной гиперболы с помощью бортового двигателя. В результате для перелетов в период, например, с 1979 по 1990 год суммарная характеристическая скорость (без учета коррекций) оказывается меньше минимальной скорости при прямом перелете в том же году на величину от 0,1 км/с (в 1988 г.) до 0,67 км/с (в 1979 г.), а в двух случаях (1986 и 1990 гг.) она даже больше ее. При этом в сезон максимальной выгоды (1979 г.) продолжительность перелета увеличивается на... 1003 сут (более, чем вдвое) по сравнению с прямым перелетом. Дорогая цена!

Если рассматривать планеты земной группы, то остаются Земля и Венера. (Меркурий придется отбросить сразу: к нему самому нужно лететь с посторонней помощью ...) Как это ни удивительно, с помощью Венеры возможен разгон в сфере действия Земли [4,67, 4.68]. Рассмотрим пример. Космический аппарат направляется внутрь орбиты Земли, двигаясь по эллиптической орбите с периодом обращения 250 сут, пересекающей орбиту Венеры. Через  $1\frac{3}{4}$  оборота вокруг Солнца, аппарат встречает Венеру, которую огибает на определенном расстоянии с ночной стороны и, получив от нее дополнительный импульс, переходит на эллиптическую орбиту с афелием за орбитой Марса. Пройдя афелий, он приближается к Земле, огибая ее с дневной стороны как можно ближе к ней, и получает от ее гравитации дополнительный импульс 2 км/с, что позволяет ему достичь Сатурна. На рис. 151 показана соответствующая траектория в случае старта в 1986 г. с «энергией запуска»  $22 \text{ км}^2/\text{с}^2$  [4.68], т. е. с начальной скоростью (у поверхности Земли), равной  $\sqrt{22 + 11,186^2} = 12,1 \text{ км/с}$ . Возможны различные варианты: разные начальные скорости, разные числа оборотов вокруг Солнца до проле-

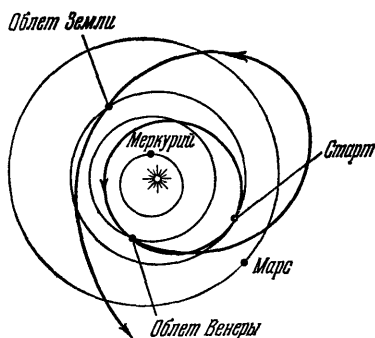


Рис. 151. Разгон в сфере действия Земли после полупутьго облета Венеры на пути к Юпитеру и Сатурну.

та Венеры, разные расстояния от Венеры, разные точки встречи с Землей и т.д. Юпитер может быть почти достигнут при «энергии запуска»  $10 \div 20 \text{ км}^2/\text{с}^2$  (начальная скорость  $11,6 \div 12,0 \text{ км/с}$ ). Достаточно небольшого реактивного импульса в перигентре облетной гиперболы у Земли, и Юпитер достигнут. Выигрыш по сравнению с прямыми путями к Юпитеру и Сатурну столь велик (примерно 2 и 3 км/с), что позволяет доставить к этим планетам вдвое большую полезную

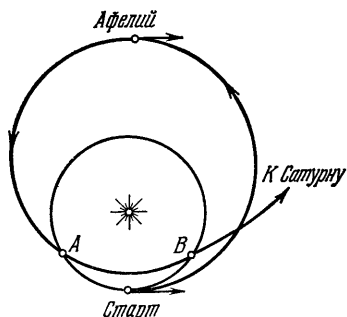


Рис 152. Разгон в сфере действия Земли после маневра в поясе астероидов на пути к планетам группы Юпитера.

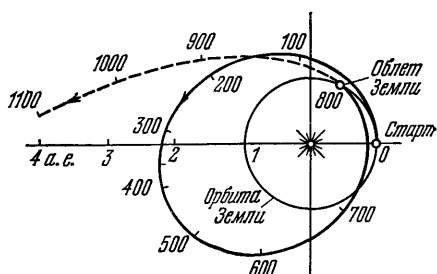


Рис 153. Разгон в сфере действия Земли после маневра с помощью солнечной электроракетной двигательной установки на пути к планетам группы Юпитера (пунктир — пассивный полет, числа на траектории указывают число суток после старта).

нагрузку [4.67]. Цена, которая за это платится,— два года «бесплезного» движения вокруг Солнца до пролета мимо Земли.

На разгоне в сфере действия Земли основаны еще две идеи.

Космический аппарат направляется на эллиптическую орбиту с афелием, расположенным где-то за Марсом, в поясе астероидов (рис. 152). В афелии он получает такой тормозной импульс от бортового двигателя, чтобы встретить Землю в точке A или B и разогнаться Землей, облетая ее с дневной стороны в точке A или с ночной в точке B (как можно ближе к поверхности). Таким образом может быть достигнут Сатурн, несмотря на то, что суммарная характеристическая скорость будет меньше начальной скорости, нужной для прямого полета к Юпитеру, и даже Уран [4.70]. Правда, полет от Земли до Земли продолжается 2—3 года [4.68, 4.69], но, в отличие от предыдущего случая, он может начаться, как и прямой полет, один раз в год.

Наконец, для той же цели предварительного ухода в пояс астероидов и последующего возвращения к Земле может успешно служить бортовая солнечная электроракетная двигательная установка, которая увеличивает скорость входа в сферу действия Земли, причем перестает действовать после облета Земли (рис. 153). Про-

должительность перелета до планет группы Юпитера (при одинаковых полезных нагрузках) сокращается. Уран может быть достигнут за 8,25 года [4.70].

#### § 4. Пертурбационные маневры в сферах действия планет группы Юпитера

Как видно из табл. 10 в § 6 гл. 13, планеты группы Юпитера (Плутон не в счет) обещают наибольший эффект при их использовании для пертурбационных маневров. В особенности это касается Юпитера, во вторую очередь — Сатурна. Кольцо Сатурна в принципе не препятствует близкому (наиболее эффективному) облету его, так как космический корабль может проскользнуть в щель шириной 12 000 км между внутренним краем кольца и плотными слоями атмосферы: предполагается, что эта щель свободна от твердых частиц, которые погибли, заторможенные разреженной атмосферой. Но такой маневр требует весьма большой точности навигации. Что касается наружного края кольца, то нет уверенности, что он не находится дальше известного сейчас края (радиуса более 2,3 экваториального радиуса Сатурна).

Рассмотрим несколько характерных операций. Начнем с той, которая уже используется на практике.

**Земля — Юпитер — Сатурн.** Старт для ускоренного перелета возможен ежегодно во время сезона продолжительностью примерно в месяц в течение четырех лет, причем этот период повторяется через 20 лет. Один из таких периодов с 1976 по 1979 гг. Начальная скорость при этом примерно равна минимальной скорости достижения Сатурна прямым путем, но все путешествие продолжается не 6 лет, а в 1,5—2 раза меньше, благодаря ускоряющему импульсу, сообщаемому Юпитером, причем путь до Юпитера проходит примерно за 500—600 сут. Расстояние от Юпитера при пролете равно нескольким радиусам планеты [4.38, 4.71, 4.72]. Мы познакомимся более подробно с этой операцией, когда будет рассказываться о полетах американских космических аппаратов «Вояджер-1» и «Вояджер-2».

Если не ставится задача ускоренного достижения Сатурна, то полет к нему через Юпитер возможен и при скорости, равной минимальной скорости достижения Юпитера [4.71]. Примером такого перелета может служить полет аппарата «Пионер-11», о котором будет также рассказано в § 11.

Интересны две следующие возвратные траектории.

**Земля — Юпитер — Сатурн — Земля** [4.73]. Благоприятные возможности для такой операции предоставляются ежегодно с 1977 по 1983 г. и затем с 1996 по 1999 г. (сезоны разделены синодическим периодом Юпитера — 399 сут), причем скорость входа в земную атмосферу во всех случаях менее 20 км/с (на высоте перигея 111 км), а энергия запуска менее 130 км<sup>2</sup>/с<sup>2</sup> (т. е. начальная ско-

рость  $v_0^*$  у поверхности Земли меньше 15,97 км/с), за исключением полета, начинающегося в феврале 1983 г., когда она равна 146,7 км<sup>2</sup>/с<sup>2</sup> ( $v_0^*=16,49$  км/с). Если траектория пролета Сатурна проходит через щель между его кольцом и поверхностью планеты, то продолжительность всей операции уменьшается по сравнению с траекторией, проходящей снаружи кольца при старте в тот же сезон. При старте в 1979 г. разница составляет 3299,8—2527,2=772,6 сут, т. е. более 2 лет. Минимальная продолжительность (старт 8 июля 1999 г.) — 2148,2 сут (около 6 лет), максимальная (старт 8 января 1989 г.) — 3654,0 сут (10 лет).

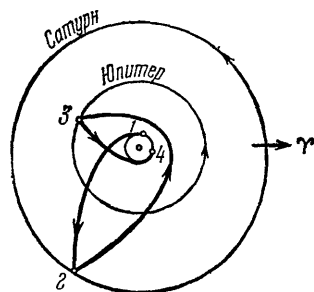


Рис. 154. Возвращение на Землю после облета Сатурна и Юпитера [4.73]: 1 — старт 16 декабря 1981 г., 2 — пролет Сатурна 23 января 1986 г., 3 — пролет Юпитера 14 декабря 1991 г., 4 — возвращение на Землю 1 сентября 1993 г.

Земля — Сатурн — Юпитер — Земля [4.73]. Благоприятные сезоны, разделенные синодическим периодом Сатурна (378 сут), существуют с 1979 по 1984 и с 1997 по 1999 гг. Все траектории, кроме соответствующей старту в октябре 1979 г. с облетом Сатурна внутри кольца, требуют энергии запуска менее 130 км<sup>2</sup>/с<sup>2</sup>. Продолжительности полетов: максимальная (старт 27 декабря

1982 г.) — 4303,9 сут (около 12 лет), минимальная (старт 14 июня 1997 г., пролет внутри кольца) — 3831,4 сут (10,5 года). Показанная на рис. 154 траектория соответствует энергии запуска 125,4 км<sup>2</sup>/с<sup>2</sup> ( $v_0^*=15,83$  км/с), пролету Сатурна на расстоянии 3,25 и Юпитера на расстоянии 1,38 радиуса соответствующей планеты от ее центра.

В следующих трех вариантах Юпитер используется для достижения остальных планет группы Юпитера.

Земля — Юпитер — Уран. Такие полеты возможны ежегодно с 1978 по 1980 гг. [4.38]; наиболее приемлемые — в 1978 и 1979 гг. [4.74]. Конфигурация планет относительно Солнца повторяется через 14 лет. При скорости 7,9 км/с схода с орбиты высотой 200 км полет до Урана продолжается 5,04 года [4.74].

Земля — Юпитер — Нептун [4.38, 4.71, 4.74]. Полеты возможны с 1977 по 1985 гг., наиболее приемлемые в 1979 и 1980 гг. Повторение конфигурации через 13 лет. При скорости схода с орбиты 8,2 км/с полет продолжается 7,56 года. При той же начальной скорости полет до Нептуна по гомановской траектории длится около 31 года (табл. 6 в § 4).

Траектории полетов к Сатурну, или Урану, или Нептуну через Юпитер наименее чувствительны к начальным ошибкам в сезон 1979 г.

Земля — Юпитер — Плутон [4.38, 4.47, 4.74]. Повторение конфигурации через 12 лет. Плутон достигается через 8,93 года

при скорости схода с орбиты 9,0 км/с. Старты возможны в 1977 и 1978 гг.

В следующих двух типах траекторий Сатурн помогает самостоятельно достичь следующих за ним планет.

Земля — Сатурн — Уран [4.71]. Полеты возможны в 1979—1985 гг.

Земля — Сатурн — Нептун [4.71]. Полеты возможны в 1977—1985 гг.

Описанный ниже тип траекторий, вероятно, уже знаком читателю по публикациям во многих популярных изданиях. Он является развитием «ускоренной» траектории Земля — Юпитер — Сатурн.

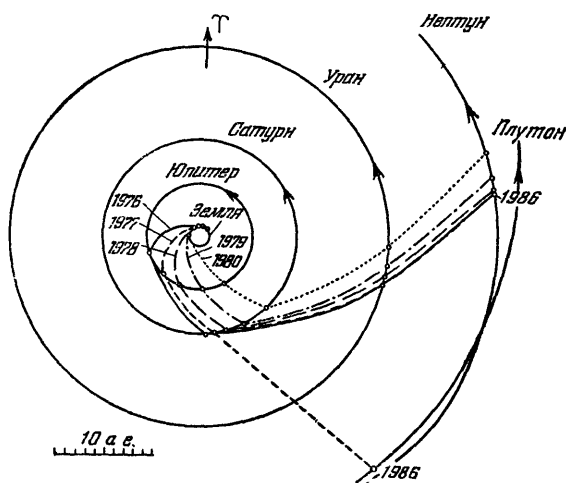


Рис. 155. Траектории полетов «Гранд тур» (старты в 1976—1980 гг.) и Земля — Юпитер — Плутон (старт в 1977 г.).

Земля — Юпитер — Сатурн — Уран — Нептун [4.47, 4.74—4.76]. Такой полет получил в литературе название «Гранд тур» (Grand Tour — Великое путешествие). На рис. 155 показаны пять траекторий типа «Гранд тур», соответствующих стартам в 1976—1980 гг. во время ежегодных примерно трехнедельных окон запуска. Эти траектории в начале пути, на участке Земля — Юпитер — Сатурн, соответствуют рассмотренной выше «ускоренной» траектории. Следующий подобный полет можно начать лишь в 2154 г. Начало и конец периода 1976—1980 гг. определяются взаимным расположением Юпитера и Сатурна. Старт 14 сентября 1977 г. с энергией  $120 \text{ км}^2/\text{с}^2$  обеспечил бы достижение Нептуна за 9,2 года [4.75]. Юпитер был бы пройден 20 января 1979 г. на расстоянии 4,0 радиуса планеты от ее центра; Сатурн — 3 сентября 1980 г. на расстоянии 1,1 радиуса (т. е. внутри кольца); Уран — 1 февраля 1984 г. на расстоянии 1,9 радиуса планеты от ее центра; Нептун — 8 но-



ября 1986 г Перелет до Нептуна продолжается дольше (примерно 11 лет), если пролет Сатурна осуществляется вне его кольца. Во всех случаях гелиоцентрические участки Сатурн — Уран и Уран — Нептун являются резко гиперболическими. После же пролета Нептуна гелиоцентрическая скорость превышает местную параболическую относительно Солнца в несколько раз, и космический зонд стремительно направляется к окраинам Солнечной системы.

Возможны упрощенные варианты «Великого путешествия».

**Земля — Сатурн — Уран — Нептун** [4.75]. Полеты возможны в течение нескольких лет после 1980 г. Они требуют начальной скорости, превышающей третью космическую (энергия запуска более  $150 \text{ км}^2/\text{с}^2$ ).

**Земля — Юпитер — Уран — Нептун** [4.38, 4.76]. Благоприятны 1978—1980 гг. Следующий такой период — 2155 и 2156 гг. При старте 6 ноября 1979 г. с энергией  $120 \text{ км}^2/\text{с}^2$  через 9,1 года, 28 ноября 1988 г., был бы достигнут Нептун.

**Земля — Юпитер — Сатурн — Плутон** [4.38, 4.76]. Благоприятны 1977 и 1978 гг. Следующий период — 2076 и 2077 гг. Маневр в гравитационном поле Сатурна теперь должен обеспечивать иное, нежели раньше, направление гелиоцентрической скорости выхода из сферы действия Сатурна. При старте 4 сентября 1977 г. с энергией  $120 \text{ км}^2/\text{с}^2$  Плутон достигается через 8,5 года — 9 марта 1986 г., из которых 5,5 года уходит на почти прямолинейный участок (см. рис. 155) Сатурн — Плутон (в параболическом полете такой путь был бы пройден за 10 лет; это видно из табл. 7 в § 4 гл. 13, если учесть, что в 1986 г. Плутон будет находиться примерно на расстоянии Нептуна от Солнца).

Разумеется, многопланетные траектории, да еще столь длинные, как описанные, весьма чувствительны к малейшим отклонениям от расчетных характеристик при пролетах планет. Отсюда вытекают высокие требования к бортовым навигационным системам. Должно быть учтено также влияние притяжения четырех больших («галилеевых») спутников Юпитера — Ио, Европы, Ганимеда, Каллисто [4.38].

### § 5. Через Юпитер — к Солнцу и подальше от плоскости эклиптики

С помощью Юпитера можно достичь близких окрестностей Солнца при малых энергетических затратах и за приемлемое время — в отличие от прямого полета к Солнцу и перехода через бесконечность (§ 5 гл. 15). При этом за один полет объектами исследования становятся два самых крупных тела Солнечной системы.

На рис. 156 представлена траектория облета Юпитера, требующая начальной характеристической скорости  $16,5 \text{ км/с}$  (включая потери  $1,22 \text{ км/с}$ ). Пройдя на расстоянии  $5,3$  радиуса Юпитера от

центра планеты, космический аппарат выйдет из сферы действия Юпитера, описав вокруг него петлю, сильно напоминающую петлю при облете Луны, и будет отброшен к центру Солнечной системы. Через 3 года после старта он пройдет со скоростью 298 км/с на расстоянии 0,2 а. е. от Солнца [4.77].

Попытка достичь этого расстояния прямым путем потребовала бы начальной скорости у поверхности Земли 16,84 км/с (без учета потерь; расчет по формулам (8), (5') и (4) главы 13).

Было показано [4.71], что при начальной характеристической скорости 16,8 км/с (учитывающей потери, принимаемые за 1,22 км/с) облет Юпитера на должном расстоянии от его поверхности обеспечивает попадание на Солнце. При такой скорости можно было бы достичь Сатурна. Прямой путь к Солнцу потребовал бы, как мы знаем,

четвертой космической скорости или, как минимум, начальной скорости 29,151 км/с у поверхности Земли (без учета потерь).

Нельзя ли вернуть на Землю космический аппарат, совершивший облет Юпитера, как бы перехватив его во время следования к центру Солнечной системы? Оказывается, что совершенно невозможно добиться, чтобы Земля в момент пересечения ее орбиты оказалась сколько-нибудь близко от точки пересечения. Например, на рис. 156 пересечение орбиты Земли происходит через 3 года после отлета с Земли, и Земля в это время находится вблизи точки  $Z_0$ , а следовало бы ей находиться левее  $Z_1$  ( $Z_1$  — положение Земли в момент облета Юпитера). Если бы весь полет был значительно более длительным, как, например, при облетах более далеких планет, то было бы, видимо, легче привести в соответствие его продолжительность с движением Земли и обеспечить возвращение зонда на Землю.

Заметим, что сближения с Солнцем можно добиться также пролетом Сатурна или следующих за ним планет, но такие операции нецелесообразны из-за слишком большой их длительности.

С помощью поля тяготения Юпитера можно значительно удалиться от плоскости эклиптики. При движении по траектории, близкой к гомановской, при должном входе в сферу действия Юпитера плоскость движения после выхода из сферы действия может быть отклонена от плоскости эклиптики на угол немногим более  $23^\circ$ . Можно добиться поворота на угол  $90^\circ$ , но для этого требуется бо́льшая скорость отлета с Земли [4.47].

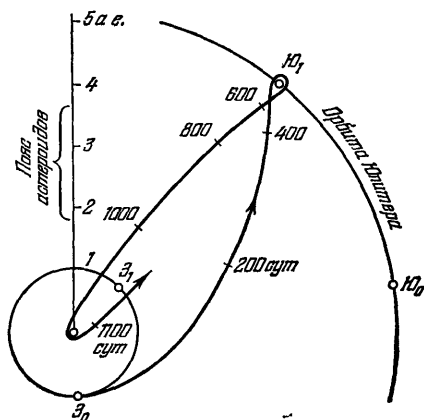


Рис 156 Полет к Солнцу через Юпитер [4.77]

Можно поставить задачу выхода из сферы действия Юпитера в плоскости, перпендикулярной к плоскости эклиптики, и последующего пролета на заданном расстоянии от Солнца [4.78]. Чем теснее при этом сближение с Солнцем, тем меньше удастся удалиться от плоскости эклиптики, но и тем меньше необходимая скорость отлета. Так, при старте в июне 1975 г. при заданном перигелийном расстоянии 0,05 а. е. максимальное удаление от эклиптики в северном направлении составляло бы 0,45 а. е. и требовало геоцентрической скорости выхода из сферы действия Земли 11,06 км/с, в южном — 0,54 а. е. и 11,09 км/с. Соответствующие данные для перигелийного расстояния 0,2 а. е.: 0,95 а. е. и 11,16 км/с; 1,03 а. е. и 11,22 км/с. Указанные скорости примерно соответствуют минимальной скорости достижения Урана (см. табл. 6 в § 4 гл.13). Маневр обеспечивается пролетом на расстоянии 460÷510 тыс. км от центра Юпитера. Сближение с Солнцем происходит через 3,2÷÷3,3 года после старта [4.78]. Близкая к рассчитанной ситуация будет в июне 1987 г.

Однако большего эффекта при тех же скоростях отлета с Земли можно достичь, если не стремиться повернуть в результате облета Юпитера плоскость движения непременно на 90°, а постараться максимизировать только перпендикулярную к плоскости эклиптики составляющую гелиоцентрической скорости выхода из сферы действия Юпитера. Таким путем можно увеличить отклонение от плоскости эклиптики примерно на 6 а. е. [4. 47].

По проекту ISPM специалисты США и западноевропейского космического агентства должны создать два космических аппарата для исследования Солнца, которые будут запущены в феврале 1983 г. с помощью одной ступени IUS, стартующей с борта МТКК «Шатл». В мае 1984 г. они пролетят около Юпитера и после выхода из его сферы действия направятся к Солнцу по траекториям, лежащим в плоскостях, наклоненных к плоскости эклиптики под углами, близкими к 90°. Аппараты достигнут своих перигелиев одновременно в марте 1987 г., причем расстояния от Солнца будут несколько более 1 а. е. (Flight International, 1979, v. 115, № 3656).

Сравнительно сильно была отклонена от плоскости эклиптики траектория космического аппарата «Пионер-11», после того как он пролетел мимо Юпитера.

## § 6. Искусственный спутник Юпитера

В случае, если намечается выведение космического аппарата на орбиту искусственного спутника Юпитера, соображения энергетического характера естественно требуют, чтобы его орбита перелета к планете была возможно ближе к гомановской. Поэтому в опубликованных планах, о которых дальше будет рассказываться, всюду фигурирует сезон декабрь 1981 г.— январь 1982 г. как наиболее

подходящий для старта, с прибытием к планете в конце 1984 — начале 1985 гг.

Тормозной импульс, который нужно сообщить космическому аппарату для выхода на низкую орбиту спутника Юпитера, при гомановском перелете равен 18 км/с. Суммарная характеристическая скорость при старте с низкой околоземной орбиты равна 24 км/с (табл. 11 в § 7 гл. 13). При скорости истечения  $w=4$  км/с и при  $s=15$  для случая трех ступеней  $P=2511$ ; при четырех ступенях  $P=1266$  (см. табл. 16 Приложения II). Даже при полезной нагрузке  $m=0,2$  т начальная масса четырехступенчатого аппарата должна превышать 250 т, т. е. его монтаж требует запуска двух-трех «Сатурнов-5».

В будущем, когда станут известны все данные об атмосфере Юпитера и будет осуществим весьма точный вход в нее, удастся, быть может, воспользоваться аэродинамическим торможением в атмосфере. При этом после выхода из атмосферы еще понадобится дополнительный ракетный импульс, и суммарная характеристическая скорость для всего эксперимента, вероятно, превзойдет третью космическую скорость. В § 7 гл. 13 уже говорилось о возможности использования метода тормозных эллипсов для запуска искусственного спутника Юпитера.

На практике в ближайшем будущем будут использоваться не круговые, а сильно вытянутые эллиптические орбиты. Скорость в перигеитре планетоцентрической гиперболы превосходит скорость освобождения у поверхности Юпитера на малую величину. В случае перелета к Юпитеру по гомановской траектории скорость в перигеитре планетоцентрической гиперболы, проходящей у верхней границы облаков, равняется 60,693 км/с. При тормозном импульсе 0,5 км/с в этом перигеитре космический аппарат перешел бы на эллиптическую орбиту с большой полуосью 4 454 600 км (расчет по формуле (4) в § 5 гл. 2) и соответственно апоцентрическим расстоянием 8 839 700 км = 127,4  $r^*$ , где  $r^*=69 400$  км — средний радиус Юпитера; ее период обращения — 60,7 сут (расчет по формуле (5) в § 5 гл. 2). При тормозном импульсе 1 км/с: апоцентрическое расстояние 2 797 800 км = 40,3  $r^*$ , период обращения 11,1 сут. (В цитируемых ниже работах размеры орбит определяются обычно в экваториальных радиусах Юпитера.)

Но низкие перигеитры, даже значительно более высокие, чем наш, находящийся на нулевой высоте над поверхностью, не рекомендуются из-за опасности пояса радиации. В качестве минимального называется радиус перигеитра, равный  $9r^*$ , т. е. 625000 км [4.79]. Однако допускается однократный пролет на более близком от Юпитера расстоянии, если затем с помощью разгонного импульса в апоцентре перигеитр будет поднят выше. Например, предлагается сначала направить аппарат по планетоцентрической гиперболе с радиусом перигеитра  $r_n=1,8r^*$ , в перигеитре сообщить тормозной импульс 863 м/с, переводящий аппарат на орбиту с апоцентром радиуса

150  $r^*$ , а в апоцентре добавить разгонный импульс 900 м/с и тем поднять перицентр до радиуса  $14r^*$ , обеспечив движение по орбите  $14r^* \div 150 r^*$  с периодом обращения 81,5 сут [4.80]. Предполагается, что один разведывательный «нырок» в «горячую» зону, опасную для аппаратуры космического аппарата, беды не принесет.

Может показаться, что подобные орбиты, на которых аппарат по месяцу и дольше будет находиться на расстояниях от Юпитера, превышающих 5 млн. км, не очень удобны для исследований, но скоро мы убедимся, что это совсем не так.

До 1979 г. были открыты 13 естественных спутников Юпитера (14-й был потерян астрономами вскоре после открытия, и орбита его осталась неизвестной: открытие было под сомнением). Пять из них — самые близкие к Юпитеру — лежат почти в плоскости экватора и обладают почти круговыми орбитами. Из их числа четыре, открытые Галилеем, имеют наибольшие размеры и массы. Приводим большие полуоси их орбит, периоды обращения, гравитационные параметры и средние радиусы: Ио — 5,95  $r^*$  ( $r^*$  — радиус Юпитера), 1,769 сут, 5960 км<sup>3</sup>/с<sup>2</sup>, 1820 км; Европа — 9,47  $r^*$ , 3,551 сут, 3240 км<sup>3</sup>/с<sup>2</sup>, 1500 км; Ганимед — 15,1  $r^*$ , 7,155 сут, 9,930 км<sup>3</sup>/с<sup>2</sup>, 2635 км; Каллисто — 26,6  $r^*$ , 16,689 сут, 7100 км<sup>3</sup>/с<sup>2</sup>, 2500 км<sup>1</sup>). Как видим, гравитационные параметры у всех галилеевских спутников, кроме Европы, больше лунного, а у Ганимеда и Каллисто радиусы больше радиуса Меркурия. Впрочем, последнее обстоятельство при пертурбационном маневре (а именно им мы и займемся) как раз невыгодно.

Поле тяготения Ио или Ганимеда может быть использовано для маневра, сопровождающего импульс двигателя с целью перевода космического аппарата на сильно вытянутую эллиптическую орбиту вокруг Юпитера. Например, с помощью Ио и реактивного импульса 825 м/с можно получить орбиту  $6r^* \div 180 r^*$  (период обращения 106 сут) [4.81], а с помощью Ганимеда и импульса 1740 м/с — 80-суточную орбиту с перицентром 13  $r^*$  (без Ганимеда импульс нужен был бы на 450 м/с больше) [4.79]. Маневры совершаются при пересечении орбиты естественного спутника снаружи внутрь. Радиационная опасность, видимо, делает нецелесообразным использование Ио, не говоря уже о Европе.

Пролет искусственного спутника Юпитера (ИСЮ) мимо естественного спутника (ЕСЮ) может уменьшить или увеличить планетоцентрическую скорость и соответственно уменьшить или увеличить период обращения, изменить наклонение, повернуть линию апсид. Возникает возможность, например, с помощью 20 пролетов мимо Каллисто превратить первоначальную экваториальную сильно вы-

<sup>1</sup>) Гравитационные параметры соответствуют решению 16-й Генеральной Ассамблеи МАС [4.2], а остальные данные взяты из статьи: Руско Е. Л., Система спутников Юпитера.— Земля и Вселенная, 1978, № 4.

тянутую орбиту в круговую радиуса  $26 r^*$  и наклонением  $60^\circ$  [4.79]. Когда период обращения ИСЮ делается соизмерим с периодом обращения другого ЕСЮ (не того, который «раскачивает» орбиту), орбиту которого он пересекает, становится возможной его встреча с этим ЕСЮ, и таким образом возможна передача космического аппарата от одного ЕСЮ к другому.

В 1975—1976 гг. в США было рассчитано множество таких траекторий. На рис. 157 приведена одна из них — «орбита-цветок» [4.80] (изображены для ясности лишь отдельные витки). На 1-м витке орбиты ИСЮ находится на расстояниях  $5,8 r^* \div 150 r^*$  от центра Юпитера (период 84,7 сут, прохождение через перицентр 27 января 1983 г.), на 43-м витке проходит перицентр в ноябре 1986 г. (ось апсид этого витка направлена на Солнце). На рис. 158,а показана другая орбита ИСЮ; на первых витках — раскачка с помощью Ио (большая начальная орбита уменьшается), далее пролеты над терминаторами сначала Каллисто (в частности, витки 16—18), затем Ганимеда (в их числе витки 45—48), и потом постепенный поворот

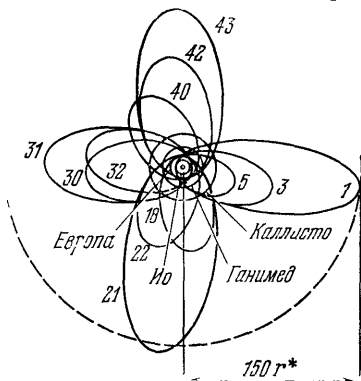


Рис 157. «Орбита-цветок» искусственного спутника Юпитера [4.80]

другая орбита ИСЮ; на первых витках — раскачка с помощью Ио (большая начальная орбита уменьшается), далее пролеты над терминаторами сначала Каллисто (в частности, витки 16—18), затем Ганимеда (в их числе витки 45—48), и потом постепенный поворот

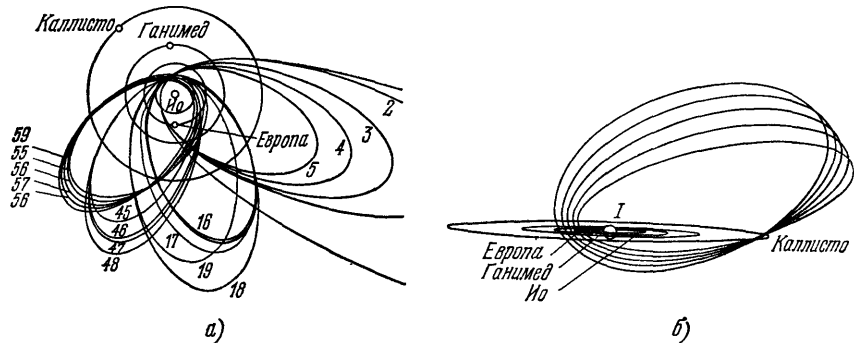


Рис 158 Раскачка и раскрутка орбиты искусственного спутника Юпитера [4.81].

плоскости орбиты с помощью Каллисто. На рис. 158,б мы видим последний этап, как он должен наблюдаться со стороны Земли.

Легко понять, какие перспективы сулят подобные орбиты ИСЮ. При затратах топлива только на коррекцию можно обследовать все галилеевские спутники и другие ЕСЮ, которые можно будет изучать издали, а также планету и ее магнитосферу (особенно важен для последней задачи постепенный поворот линии апсид). Но на-

сколько реальны такие орбиты? Автономная навигация вблизи Юпитера затруднена из-за огромной яркости планеты и больших «видимых» размеров ЕСЮ. Указывается, что из-за неуверенности в расстояниях первый облет будет на расстоянии от поверхности примерно 3000 км, а последующие — 1000–2500 км [4.80].

Если учесть, что вытянутые орбиты ИСЮ будут испытывать сильные возмущения от Солнца вблизи апоцентра и от сплюснутости Юпитера вблизи перицентра, то с учетом сказанного выше делается ясно, что такие орбиты очень неустойчивы и, при отсутствии управления, вполне возможно непредвиденное столкновение ИСЮ с ЕСЮ. Не подвержены такой опасности лишь круговые орбиты, радиусы которых не менее чем на радиус Юпитера отличаются от радиусов орбит галилеевых спутников, а также две особые орбиты: 1) орбита с радиусом перицентра, равным 3 радиусам Юпитера и наклоном  $63^\circ$ ; 2) орбита выше орбиты Ганимера с периодом, кратным периоду Каллисто, движение по которой происходит так, что ИСЮ находится в перицентре, когда Каллисто — в точности на противоположной стороне Юпитера [4.82]. Очень тесно в системе Юпитера!

Для полноты картины заметим, что орбита стационарного спутника Юпитера должна иметь радиус, равный 2,3 радиуса Юпитера, что опасно, как мы знаем, для аппаратуры. С такого спутника было бы видно лишь 56% поверхности одного полушария Юпитера.

## § 7. Искусственные спутники других планет группы Юпитера

Для запуска спутников Сатурна и следующих за ним планет особенно важно, чтобы траектории перелета с Земли были близки к гомановским. В частности, траектории типа «Гранд тур» нежелательны, так как приводят к большим планетоцентрическим скоростям входа в сферу действия. До 1990 г. наилучшие условия для старта к Сатурну при прямом перелете — в январе 1985 г. (прибытие к Сатурну в сентябре 1990 г.).

Кольца Сатурна запрещают запуск искусственных спутников на орбиты, пролегающие на расстояниях между 0,5 и 1,25 среднего радиуса Сатурна от поверхности планеты. Поэтому неосуществимы орбиты с периодами обращения от 4 до 14 ч. В частности, неосуществима стационарная орбита.

Для пертурбационных маневров, переводящих искусственные спутники с орбиты на орбиту, пригодны только спутник Сатурна Титан и спутник Нептуна Тритон. Их гравитационные параметры соответственно равны 9580 и 14 000 км<sup>3</sup>/с<sup>2</sup> [4.2], а радиусы примерно 2425 и 2000 км [4.1]. Увы, другие спутники гораздо меньше по массе,

так что в лучшем случае некоторые спутники Сатурна могут лишь слегка направить к Титану искусственный спутник.

Титан, находящийся от Сатурна на среднем расстоянии 20,22 радиуса планеты (1 222 000 км, период обращения 15,945 сут), может быть эффективно использован для пертурбационного маневра. Искусственный спутник Сатурна (ИСС) может быть направлен к Титану с помощью небольшого импульса в апоцентре большой эллиптической орбиты, чтобы затем с помощью активного маневра у Титана уменьшить период обращения и еще сильнее уменьшить его после нескольких облетов. Утверждается, что при очень точном соблюдении условий подлета к Титану, делается реальным перевод космического аппарата с пролетной траектории на орбиту ИСС без какой-либо затраты топлива (кроме как на предварительную коррекцию). Для этого должно быть обеспечено точное время подлета к Титану (можно ошибиться, но именно на 16 сут) [4.68].

## § 8. Посадки на естественные спутники

Очевидно, посадки на естественные спутники будут производиться уже после выхода космического аппарата на орбиту искусственного спутника в плоскости орбиты спутника, т. е. для больших спутников — в экваториальной плоскости. При посадке на такие спутники, вероятно, понадобится реактивное торможение, хотя, по крайней мере, в случае посадки на Титан, возможно, удастся воспользоваться его атмосферой в качестве тормозной подушки. Но ...Титан может оказаться покрытым слоем жидкого метана.

При вычислении затрат характеристической скорости на посадку при реактивном торможении нет нужды одним импульсом выравнивать скорости космического аппарата и спутника (очевидно, на границе сферы действия спутника), а другим снижать скорость падения на спутник. Энергетически более выгодно заменить эти две операции одной. Мы так и поступали, когда рассчитывали скорости сближения с Луной и планетами. (Мы не выводили космический аппарат предварительно на орбиту Луны при достижении границы ее сферы действия и не делали этого, рассматривая полеты на планеты). Если считать, что естественный спутник нужным образом расположен на орбите, направления планетоцентрических скоростей  $v_a$  аппарата и  $v_{сп}$  спутника на границе его сферы действия совпадают, а также пренебречь гравитационными потерями, то необходимый для торможения импульс найдется по формуле

$$v_T = \sqrt{(v_a - v_{сп})^2 + v_{осв}^{*2}},$$

где  $v_{осв}^*$  — скорость освобождения на поверхности спутника.



## § 9. Зондирование атмосфер юпитерианских планет. Посадка на Плутон

Бессмысленно говорить о посадке на Юпитер, Сатурн, Уран и Нептун, так как эти планеты не имеют поверхности, а видимый край диска планеты представляет фактически границу плотной атмосферы (точнее, даже слоя облаков). Глубины атмосфер, постепенно сгущающихся, точно не известны, но речь идет во всяком случае о тысячах километров.

Скорость входа в атмосферу Юпитера без учета ее вращения составляет: при гомановском перелете 60,7 км/с, при параболическом 62,9 км/с (табл. 8,9). Если вход в атмосферу происходит вблизи экваториальной плоскости Юпитера и притом в направлении его вращения вокруг оси, то относительная скорость входа уменьшается на величину окружной скорости точки на экваторе (12,6 км/с) и составляет примерно 50 км/с.

Скорости входа в атмосферы Сатурна, Урана и Нептуна также мало отличаются от скоростей освобождения (даже при параболических траекториях перелетов).

Погружение в атмосферу Сатурна в экваториальной плоскости в восточном направлении уменьшило бы величины указанных в табл. 8,9 скоростей входа (36,6 и 38,8 км/с) более чем на 25%, так как окружная скорость здесь составляет 10 км/с, однако кольцо Сатурна должно препятствовать по крайней мере полному ее использованию.

Уран движется вокруг Солнца, почти «лежа на боку», наклон экватора к эклиптике  $98^\circ$  — обратное вращение к тому же. Поэтому вход в атмосферу на экваторе Урана никаких выгод не сулит.

В советской работе 1979 г. [4.83] указывается, что по существующим условиям навигационный коридор входа в атмосферу Юпитера имеет ширину  $1100 \div 1300$  км. Это значит, что точность попадания по высоте составляет  $\pm 550 \div 650$  км. Как показал опыт спусков в атмосфере Венеры, научная аппаратура способна выдержать перегрузки  $200 \div 300$  единиц. Баллистический спуск в атмосфере Юпитера трудно осуществим, так как неточность знания нами атмосферы и ошибки навигации могут привести к перегрузке  $450 \div 500$ . Слишком узок баллистический коридор входа. Использование же аппарата скользящего типа с аэродинамическим качеством 0,3 расширяет коридор входа до 1300 км (предполагается допустимая перегрузка 250), причем имеется в виду возможность управления подъемной силой путем изменения ее знака (см. § 2 гл. 11). Масса теплозащиты должна составлять  $35 \div 55\%$  массы зонда.

По американскому проекту «Галилей» в январе 1982 г. должен быть дан старт космическому аппарату с атмосферным зондом в сторону Юпитера. Необходимая начальная скорость будет сообщена с помощью космического буксира IUS, выводимого на около-

земную орбиту самолетом «Шатл». Аппарат, пролетев через 3 месяца после старта Марс, достигнет Юпитера в июле 1985 г. За 100 сут до этого аппарат будет переведен с попадающей траектории на пролетную, отделившийся же до этого неуправляемый зонд массой 250 кг и диаметром 1,3 м войдет в атмосферу под малым углом со скоростью 49 км/с (учтено вращение атмосферы). Зонд будет работать по крайней мере 30 мин после входа, и его сигналы будут ретранслироваться пролетающим над ним аппаратом «Галилей», который к этому времени выйдет на большую эллиптическую орбиту с относительно низким перицентром (радиус 360000 км). (После этого импульс в апоцентре увеличит радиус перицентра до 1 млн. км и начнутся маневры в полях тяготения галилеевских спутников.) Номинально зонд рассчитан на давление  $10^6$  Па ( $\approx 10$  атм), но, по-видимому, сможет передавать информацию и при давлении  $4 \cdot 10^6$  Па (40 атм). Спускающийся на парашюте зонд, уже выйдя из строя, в конце концов достигнет уровня, где архимедова выталкивающая сила уравнивает его вес<sup>1)</sup>.

Как видно из табл 8 и 9, несмотря на то что скорость освобождения на Плутоне значительно меньше, чем на Луне, посадка на его поверхность, вероятно, покрытую метановым льдом, представляет более трудную задачу из-за большой скорости падения, которую нужно погасить реактивным путем.

## § 10. Полеты с малой тягой

Приведем примеры упрощенных и полной схем перелетов при использовании ЭРДУ.

Начнем с наиболее упрощенного (без двух околопланетных спиралей). 5-ступенчатая ракета «Титан — Центавр» выводит из сферы действия Земли со скоростью  $v_{\text{вых}} = 7$  км/с аппарат массой 2195 кг. Мощность СЭРДУ 15 кВт, удельный импульс 3000 с. СЭРДУ отделяется после  $300 \div 400$  сут работы. Через 840 сут после старта бортовой ЖРД с удельным импульсом 372 с выводит аппарат на орбиту вокруг Юпитера с радиусами перицентра и апоцентра 6 и 37 радиусов Юпитера. Тормозной импульс ЖРД — 2,491 км/с, масса ИСЮ 762 кг [4.84].

Более сложна схема полета в следующем проекте, уже позволяющем осуществить выход на круговую орбиту. Выход из сферы действия Земли осуществляется с помощью ракетной ступени «Центавр», выводимой вместе с космическим аппаратом (общая масса

<sup>1)</sup> По измененному плану NASA ИСЮ выводится на орбиту через 2,5 года после запуска в феврале 1984 г. с борта «Шатла», по пути совершается активный пролет Марса (импульс 1 км/с). Зонд же запускается в марте 1984 г. (тоже с «Шатла») и достигает Юпитера через 2,5—3,5 года, отделившись от несущей платформы за 50—150 сут до этого. Платформа ретранслирует сигналы зонда, не выходя на орбиту ИСЮ. (Примечание при корректуре.)

25,5 т) на околоземную орбиту высотой 500 км орбитальным самолетом. Геоцентрическая скорость выхода равна всего лишь  $v_{\text{вых}} = 2,9$  км/с. Мощность ЯЭРДУ на входе двигателей равна 120 кВт, удельный импульс ЭРД 5000 с. Весь перелет, начинающийся в 1986 г., продолжается 900 сут: 240 сут разгона, 320 сут пассивного полета, 340 сут торможения перед подлетом к сфере действия Юпитера и спуска по скручивающейся спирали (он продолжается 158 сут) на орбиту радиуса 5,9 среднего радиуса Юпитера, что соответствует радиусу орбиты спутника Ио. Всего за 18000 ч работы ЭРД расходуется 4,2 т ртуты [4.85].

А вот пример полной схемы перелета (с двумя околопланетными спиралями). Приводим сравнительно свежий проект [4.86]. Космический аппарат выводится на околоземную орбиту в грузовом отсеке орбитального самолета. Старт с этой орбиты аппарата массой 28600 кг происходит 25 августа 1992 г. Движение по раскручивающейся спирали с помощью ЯЭРДУ происходит в течение 304 сут. Выход из сферы действия Земли 25 июля 1993 г. 20 мая 1997 г. аппарат прибывает в район Юпитера. Масса его полезной нагрузки 10470 кг. Общее время работы ЯЭРДУ до этого 1365 сут. Запас рабочего тела для ЭРД 8380 кг, причем его хватает и для последующих операций в системе Юпитера. После того как с борта аппарата стартует на сильно вытянутую орбиту ИСЮ с помощью ЖРД, сам аппарат с помощью ЭРД спускается по спирали на орбиту на уровне орбиты Каллисто, затем переводится на орбиту вокруг Каллисто высотой 4300 км, откуда на Каллисто сбрасывается посадочный аппарат с тележкой. Если место для посадки будет невозможно выбрать, аппарат перейдет на орбиту вокруг другого спутника Юпитера. Будут сброшены зонды в атмосферу Юпитера и т. д.

Аналогичные планы, на воплощение которых в действительность в США средства еще отнюдь не выделены, существуют и в отношении других планет группы Юпитера.

Возможно использование двигателей малой тяги в сочетании с пролетом планет. Мы уже встретились с таким случаем в § 3. Известен проект [4.87] использования ЭРД на начальном участке перелета типа «Гранд тур» до расстояния 3 а. е. от Солнца, причем этот участок очень напоминает петлю на рис. 153, правда, без пролета мимо Земли (этот маневр не был еще известен автору проекта).

## § 11. Исследования Юпитера и Сатурна

3 марта 1972 г. в США с помощью ракеты «Атлас — Центавр — Бернер-2» был запущен к Юпитеру космический аппарат «Пионер-10» (рис. 159, а) массой около 250 кг. Начальная скорость составила 14,3 км/с. 7 марта, 23 марта и 13 сентября 1972 г. были проведены коррекции траектории. В июле 1972 г. аппарат вошел в пояс астероидов, из которого вышел в середине февраля 1973 г. Войдя с гелио-

центрической скоростью 10,6 км/с в сферу действия Юпитера, он 4 декабря 1973 г. пролетел с планетоцентрической скоростью 36 км/с на минимальном расстоянии 130000 км от края атмосферы Юпитера. Через минуту после этого он прошел на расстоянии

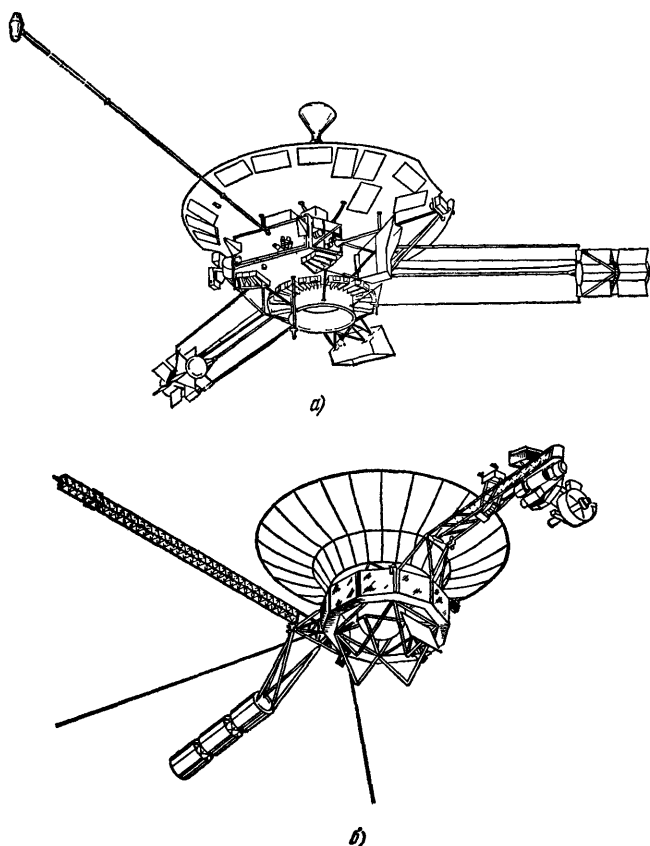


Рис. 159. Космические аппараты «Пионер 10 (11)» (а) и «Вояджер-1 (2)» (б).

18000 км от ближайшего спутника Юпитера — Амальтеи, а еще через 17 мин зашел на 91 с за спутник Ио, и было осуществлено радиопросвечивание его атмосферы. Космический аппарат вышел из сферы действия Юпитера примерно в направлении его орбитального движения с гиперболической гелиоцентрической скоростью 22,1 км/с. Аппарат покинет Солнечную систему с остаточной скоростью на бесконечности  $V_{\infty} = 11,3$  км/с, направленной в сторону созвездия Тельца. В 1979 г. он пересек орбиту Урана, а в 1987 г. должен пересечь орбиту Плутона (нигде не встретив планет).

6 апреля 1973 г. на аналогичную гелиоцентрическую траекторию стартовал аппарат «Пионер-11». Запас топлива для коррекции был рассчитан на характеристическую скорость 200 м/с. В апреле 1974 г., когда уже было ясно, что, несмотря на радиацию, можно

рискнуть совершить пролет Юпитера на более близком расстоянии, чем то, на котором пролетел «Пионер-10», была совершена коррекция траектории. В результате 3 декабря 1974 г. «Пионер-11» пролетел с юга на север с планетоцентрической скоростью 48 км/с на расстоянии 42600 км от границы облаков на Юпитере. Выйдя из сферы действия Юпитера, он направился по гелиоцентрической гиперболической траектории, проекция которой

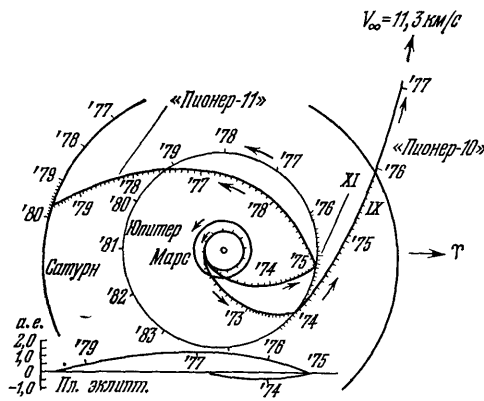


Рис. 160. Траектории космических аппаратов «Пионер-10» и «Пионер-11». Засечки — месячные отметки. Внизу — вид на траекторию «Пионера-11» с «ребра» плоскости эклиптики.

проходит вначале внутри орбиты Юпитера (перигелий на расстоянии 4 а. е. от Солнца) и которая поднимается над этой плоскостью, благодаря наклонению  $15^\circ$ , на 165 млн км. При отсутствии коррекции «Пионер-11» прошел бы 3 сентября 1979 г. на расстоянии 1,7 млн. км от Сатурна. В зависимости от условий пролета Сатурна, который в результате последующих коррекций должен был быть гораздо более тесным, рассматривались многочисленные варианты дальнейшего полета, в том числе (в скобках — даты достижения планет) новая встреча с Юпитером (1986); полет Сатурн — Уран (1985) — Нептун (1990); полет Сатурн — Нептун (2019); близкие пролеты 33 различных комет; выход из Солнечной системы в сторону, противоположную выходу «Пионера-10». Малое количество топлива для коррекции (60 м/с) и соображения надежности аппаратуры заставили остановиться на Уране, как дальнейшей цели полета (дата достижения — декабрь 1985 г.). Аппарат пролетел Сатурн фактически 1 сентября 1979 г., через 6 лет и 5 месяцев после старта, пройдя со скоростью 32 км/с на расстоянии 20 000 км от верхней границы облаков. При этом он невредимым дважды пересек невидимую с Земли внешнюю часть кольца Сатурна (до и после прохождения перигентра). На подлете к Сатурну исследовались естественные спутники Сатурна Япет и Янус, а после пролета Сатурна — Диона, Мимас, Тетфия, Энцелад, Рея и, наконец, Титан. «Пионер-11» пролетел Титан на расстоянии 355 000 км и направился во внешние области Солнечной системы (Уран как цель дальнейшего полета).

та в сентябре 1979 г. в сообщениях печати и радио уже не упоминался).

20 августа и 5 сентября 1977 г. с помощью ракет-носителей «Титан-3Е — Центавр» (с дополнительной твердотопливной ступенью) были запущены одинаковые космические аппараты «Вояджер-2» и «Вояджер-1» массой 822 кг каждый, причем стартовавший вторым «Вояджер-1», получив большую скорость, должен был первым достичь Юпитера (рис. 159, б).

5 марта 1979 г. «Вояджер-1» пролетел на минимальном расстоянии 278 000 км от Юпитера. За 6 часов до этого он прошел на расстоянии примерно 400 000 км от Амальтеи (здесь и далее указываются кратчайшие расстояния) — ближайшего к Юпитеру спутника (радиус орбиты — 280 000 км). Через 3 ч после прохождения перицентра аппарат пролетел на расстоянии 128 000 км от Ио (южнее ее), через 6 ч, оказавшись примерно в экваториальной плоскости Юпитера, — на расстоянии 712 000 км от Европы, через 14 ч — 114 000 км от Ганимеда, через 29 ч — 125 000 км от Каллисто (над северным полюсом спутника). В ноябре 1980 г. (через 3 года после старта) он пролетит на расстоянии всего лишь 4000 км от Титана — главной цели полета. Будут получены фотографии Титана с разрешением 0,5 км. (По мнению некоторых жизнь на Титане более вероятна, чем на Марсе.) Через 18 ч после этого «Вояджер-1» пролетит на расстоянии 13 000 км от Сатурна, зайдя за его кольца. Затем он уйдет в отдаленные районы Солнечной системы. Близкий пролет Титана требует такого облета Сатурна, при котором достижение Урана оказывается невозможным.

«Вояджер-2» 9 июля 1979 г. пролетел мимо Юпитера на расстоянии 650 000 км от верхней границы облаков. На этот раз пролеты мимо спутников Юпитера начались еще до прохода перицентра и шли в таком порядке: Каллисто, Ганимед, Европа, Амальтея, Ио (последняя — на этапе удаления от Юпитера). При этом Ганимед и Каллисто в моменты приближения «Вояджера-2» были повернуты к нему в основном «тыловыми» полушариями, а не «лицевыми», которые наблюдались «Вояджером-1» при удалении от Юпитера. (Известно, что галилеевские спутники повернуты к Юпитеру одним и тем же, «лицевым», полушарием, как Луна к Земле.) Расстояние от Европы составило 200 000 км, от Ио — немногим более 1 млн. км, причем наблюдения Ио продолжались почти 10 ч. Во время пролета Юпитера в течение 76 мин работали корректирующие двигатели. Если что-либо помешает «Вояджеру-1» исследовать Титан, то эта цель выпадет на долю «Вояджера-2». Если же у «Вояджера-1» все будет в порядке, то «Вояджер-2» после пролета Сатурна 27 августа 1981 г. (расстояние 100 000 км) направится к Урану, пролетев мимо него 31 января 1986 г., чтобы в сентябре 1989 г. достичь Нептуна и осуществить таким образом перелет «Гранд Тур».

## § 12. Результаты исследований в системах Юпитера и Сатурна

Полеты четырех космических аппаратов к далеким планетам уже принесли огромное количество информации, вся ценность которой может быть понята только специалистами-планетологами. Мы ограничимся лишь констатацией некоторых фактов, значение которых ясно и непосвященному.

Прохождения аппаратов по пути к Юпитеру через пояс астероидов показали, что, вопреки опасениям, метеоритная опасность в нем для космических аппаратов не выше, чем вблизи Земли. Не вдаваясь в детали, отметим главное: для космонавтики «астероидного барьера» не существует.

Юпитер оказался, как и можно было ожидать, чрезвычайно динамичной планетой, оказывающей большое влияние на огромную область космического пространства не только в гравитационном, но и в астрофизическом смысле. Гравитационное поле Юпитера совершенно симметрично. Масконов нет и следа. Магнитосфера Юпитера, если бы ее можно было наблюдать с Земли, имела бы на небе размеры Луны. Ее хвост простирается на 700 млн. км, что было обнаружено «Пионером-10», когда он пересекал орбиту Сатурна. Магнитный момент планеты в 20 000 раз больше, чему Земли. Магнитосфера имеет обратную полярность. Структура ее очень сложна. Ось внутренней области атмосферы (диполь), преобладающей на расстоянии от центра Юпитера до 20 его радиусов, наклонена на  $9^\circ$  к оси вращения планеты и смещена от ее центра. Неустойчивая внешняя область, простирающаяся в сторону Солнца примерно на 60 радиусов Юпитера, имеет дискообразную форму (этот тонкий диск приблизительно параллелен экватору). Магнитосфера то сжимается, то вслухает, расширяясь в сторону Солнца на 90 радиусов Юпитера. Поэтому каждый космический аппарат по несколько раз пересекал границу магнитосферы.

Аппаратура «Пионера-11» избежала выхода из строя при прохождении пояса радиации, так как он пересек дискообразную часть магнитосферы на большой скорости в поперечном направлении с юга на север, а вблизи Юпитера проскользнул в просвет между ним и внутренним поясом радиации, занимающим торообразную область между 1,5 и 6 радиусами Юпитера.

Магнитосфера возмущается спутниками Юпитера, которые оставляют в ней кильватерный след, подобно Ганимеду, или собственный, как Ио (см. ниже). Они поглощают часть заряженных частиц из магнитосферы, другие частицы, дрейфуя наружу, совсем покидают магнитосферу. Движение спутников внутри магнитосферы служит причиной интенсивного радиоизлучения.

Юпитер почти целиком состоит из водорода и гелия (его в 3—4 раза меньше водорода) [4.54]. В атмосфере обнаружены также аммиак,

метан и, в меньшем количестве, дейтерий, ацетилен, этилен. Огромные потоки тепла идут изнутри планеты в верхние слои. Атмосфера на глубине нескольких тысяч километров постепенно переходит в океан из смеси жидкого водорода и гелия. На глубине 18 000 км при давлении  $10^6$  атм водород переходит в металлическое состояние.



Рис. 161. Фотография Юпитера через фиолетовый фильтр с расстояния 6 500 000 км, переданная аппаратом «Вояджер-1». Видны облачные образования и Большое Красное Пятно.

На многочисленных снимках светлокорицевого Юпитера видны удивительные светлые и темные облачные образования в атмосфере, огромные тысячекilометровые вихри. Вихри расчлняются и снова восстанавливаются. Атмосфера интенсивно перемещивается. Облака состоят из кристаллов и капель аммиака и сернокислого аммония. В просветах между ними видны более глубокие слои.

Медленно дрейфующее на запад *Большое Красное Пятно* величиной с Землю (давно известное земным наблюдателям) за несколько



дней меняет свой цвет от кирпично-красного до светло-желтого. По его периферии движется против часовой стрелки желтое облако. В ту же сторону вращаются облака на фоне Пятна (наблюдались величиной в 30 км), но в центре они спокойны (рис. 161). Пятно — это вихрь, сотни тысяч лет существующий в атмосфере планеты.

Спутник *Амальтея* оказался темно-красным продолговатым телом длиной 225 и шириной 130 км, разумеется, ориентированным на Юпитер. Видны кратеры на его поверхности.

На фотографиях *Ио*, переданных «Вояджером-1», поверхность которой в разных местах темно-красного, желтого и белого цвета, видны широкие сухие равнины, холмы, обрывы, каньоны, возвышенности, впадины. Восемь действующих вулканов (кратер одного из них, возвышающегося на 1600 м, имеет поперечник 50 км) извергают — не непрерывно, а взрывным образом — породы на высоту до 480 км (семь из них действовали и при пролете «Вояджера-2»). Измерены скорости выброса до 0,44 км/с. Видны лавовые области вокруг вулканов. Метеоритные кратеры *Ио*, по-видимому, засыпаны продуктами извержений и залиты лавой. На поверхности зарегистрированы горячие точки, нагретые до 290 К — на 150 К выше температуры окружающих областей. Считается, что значительная часть *Ио* расплавлена благодаря нагреву, вызванному приливным трением. Разреженная атмосфера *Ио* состоит из паров серы и газообразной окиси серы, выделенных вулканами.

Вместе с *Ио* движется вокруг Юпитера огромное натриевое облако, окружающее этот спутник, величиной почти с Юпитер.

Аппаратура «Вояджера-1» открыла кольцевое *торообразное* облако из горячей плазмы, как бы надетое на орбиту *Ио* и несколько отклоненное от ее плоскости. Плазма состоит из ионов серы и водорода и является источником интенсивного ультрафиолетового излучения непонятной природы. Ионы серы, выделяемые вулканами *Ио*, блуждают по магнитным линиям и обнаруживаются повсюду вокруг Юпитера. Они подвергают эрозии поверхности спутников.

Между электрически заряженными частицами серы и Юпитером возникают мощные электрические разряды. Ток в них достигает  $5 \cdot 10^6$  А.

Поверхность *Европы*, исследованная в основном «Вояджером-2», оказалась совершенно ровной — наиболее ровной среди поверхностей до сих пор изученных тел Солнечной системы. Кора Европы состоит из льда, а ядро, вероятно, из горных пород. По поверхности тянутся на 5000 км трещины глубиной несколько сот метров и шириной до 50 км.

На *Ганимеде* обнаружены кратеры. Из одного кратера, имеющего диаметр в несколько сот километров, выходят лучи. Замечены яркие пятна, возможно, участки чистого льда. Видны хребты и впадины, возможно также ледяные. Таинственные борозды в раз-

ных направлениях пересекают поверхность. В разреженной атмосфере обнаружены следы воды.

На *Каллисто* кратеров особенно много, но края их как бы размыты. Имеются большие впадины, но нет значительных гор и хребтов. Вокруг центра одной из впадин видно более 10 колец радиусом до 1000 км — как бы замерзших волн, возникших от падения тела на ледяную поверхность.

Считается, что спутники Юпитера более чем наполовину состоят из воды.

И еще одна сенсация. Внутри орбиты Амальтеи находится *кольцо Юпитера* толщиной примерно 0,5 км, внешний край которого находится на расстоянии 55000 км от границы облаков и которое простирается почти до слоя облаков, хотя наиболее плотная часть кольца имеет ширину 6400 км. В отличие от кольца Сатурна кольцо Юпитера состоит не из ледяных тел, а из очень мелких темных частиц. Кольцо было сфотографировано «Вояджером-1» с ребра, но с обеих сторон «Вояджером-2». Столкновение частиц кольца с заряженными частицами вблизи Юпитера должно было бы привести к их спуску в атмосферу Юпитера; поэтому само существование этого образования нуждается в объяснении.

Через 4 месяца после пролета «Вояджера-2» мимо Юпитера анализ фотографий позволил обнаружить *неизвестный ранее 14-й спутник Юпитера*, движущийся, как сообщили газеты, «со скоростью 107 километров в час». Нетрудно убедиться, что таково значение круговой скорости на расстоянии 143 000 км от центра Юпитера, т. е. спутник движется вблизи кромки кольца Юпитера, а это заставляет заподозрить в нем постоянный источник частиц кольца.

В заключение приведем то, что стало известно из сообщений средств массовой информации в сентябре 1979 г. о предварительных результатах исследований в системе Сатурна, переданных на Землю космическим аппаратом «Пионер-11».

Был открыт неизвестный ранее *естественный спутник Сатурна* диаметром 100—300 км, с орбитой, расположенной на расстоянии 90 000 км от поверхности планеты. Пролетевший на расстоянии 2500 км от этого спутника «Пионер-11» испытал на себе его магнитное влияние.

Были обнаружены *два новых внешних кольца планеты*. Ранее были известны три кольца (или, если угодно, три части одного кольца, разделенные щелями). Ледяные частицы кольца, как выяснилось, имеют размер порядка сантиметра, а не представляют собой метровые глыбы. Температура кольца с обеих его сторон оказалась не более 150 К. Радиус одного из новых колец — 600÷900 тыс. км.

Обнаружена *магнитосфера Сатурна*, ось которой совпадает с осью вращения Сатурна. Внутри шаровой области, сечением которой является кольцо Сатурна, отсутствуют заряженные частицы (электроны и протоны). Они захвачены частицами кольца.

На фотографиях Сатурн предстает как желтый шар с голубым участком вокруг северного полюса. Видны лентовидные структуры. Температура верхней атмосферы равна 100 К. Сатурн излучает из глубинных источников больше тепла, чем предполагалось, а именно вдвое больше, чем получает от Солнца. Возможно, он даже обогревает Титан.

На *Титане* обнаружена плотная атмосфера. Видна полярная шапка. В атмосфере заметны красноватые, рыжеватые, желтые прожилки. Вследствие радиопомех не удалось получить данные о температуре Титана. В атмосфере найден метан.

Аппарат «Пионер-11» испытал вблизи кольца Сатурна несколько встреч с микрометеоритами, не причинивших ему вреда.

Дополнение при корректуре. Продолжают поступать сообщения о дальнейшей обработке результатов пролетов Юпитера и Сатурна в 1979 г.

Над невидимой с Земли ночной стороной Юпитера была обнаружена дуга полярного сияния длиной 30 000 км (на высоте 700—2 300 км).

Помимо уже упомянутого спутника Сатурна, открытого с помощью фотополяриметра и названного Скала Пионера, обнаружены по поглощению потока заряженных частиц еще 5 спутников Сатурна на расстояниях от границы облаков 80 600, 81 000, 91 300, 92 000, 109 000 км. Поперечник третьего из них более 170 км (Sky and Telescope, 1979, v. 58, № 6).

Магнитосфера Сатурна по своей структуре более похожа на магнитосферу Земли, чем на магнитосферу Юпитера.