

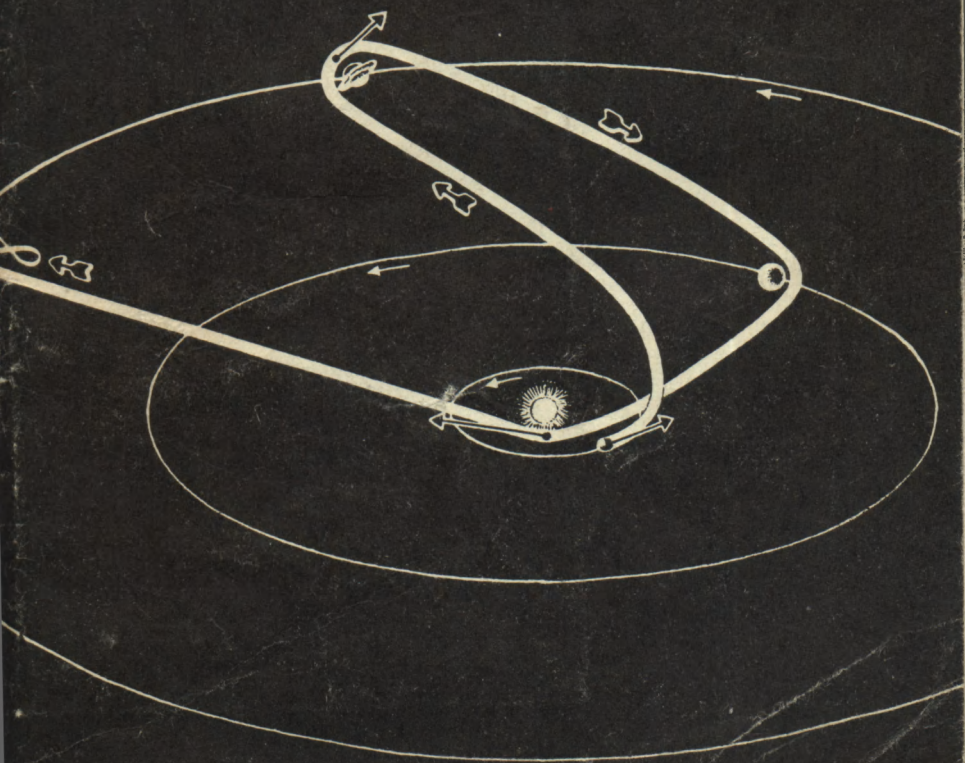
629.78  
НОВОЕ  
Д 343  
УДК  
В ЖИЗНИ, НАУКЕ,  
ТЕХНИКЕ

ЗНАНИЕ

5/1974

СЕРИЯ  
КОСМОНАВТИКА. АСТРОНОМИЯ

В.И. Левантовский  
МЕХАНИКА  
ПОЛЕТА  
К ДАЛЕКИМ  
ПЛАНЕТАМ



629.78

Л 343

В. И. Левантовский

МЕХАНИКА  
ПОЛЕТА  
К ДАЛЕКИМ  
ПЛАНЕТАМ

ИЗДАТЕЛЬСТВО «ЗНАНИЕ»

Москва 1974

Н Т Б

НИИ Прикладной Астрономии

93778.

**Левантовский В. И.**

Л34      **Механика полета к далеким планетам.** М.,  
«Знание», 1974.

64 с. (Новое в жизни, науке, технике. Серия «Космонавтика, астрономия», 5. Издается ежемесячно с 1971 г.).

В брошюре в популярной форме и вместе с тем логически строго излагаются проблемы теории полета к далеким планетам — Юпитеру, Сатурну, Урану, Нептуну, Плутону.

Рассматриваются вопросы достижения планет, запуска их искусственных спутников, зондирования атмосфер. Много внимания уделяется описанию попутных облетов планет для достижения более далеких объектов, Солнца, комет, вылета из плоскости эклиптики и полета в запланетную область. Излагаются результаты первого полета к Юпитеру. Брошюра рассчитана на широкий круг читателей, интересующихся теорией полета космических аппаратов.

Л      20603—127  
073(02)—74      56—74

521

## Введение

Эта брошюра посвящена проблемам механики полета к далеким планетам Солнечной системы — Юпитеру, Сатурну, Урану, Нептуну, Плутону, а также к их естественным спутникам. Первые четыре из названных планет часто называют планетами юпитерианской группы — в отличие от четырех планет земной группы — Меркурия, Венеры, Земли, Марса. Планеты внутри одной какой-либо из этих названных групп имеют некоторые общие физические черты, резко отличающие их от планет другой группы.

Так, планеты земной группы имеют по сравнению с планетами юпитерианской группы небольшие размеры, малые массы, относительно большие средние плотности, совершенно иной химический состав, отчетливо выраженные твердые поверхности, не слишком мощные атмосферы. И хотя поверхности Меркурия, Венеры, Земли и Марса очень непохожи друг на друга, одно их общее свойство несомненно: они способны принять космический аппарат, посланный с Земли. И хотя атмосферы трех из этих планет (атмосфера Меркурия, если и существует, то столь разрежена, что не идет в счет) весьма несхожи, но все они позволяют как спуск на поверхность планеты, так и подъем с нее. Между тем космический аппарат, достигший планеты юпитерианской группы, может в лучшем случае остаться плавать в верхних слоях ее газовой оболочки, но не может спуститься на ее поверхность, так как для этого ему пришлось бы преодолеть тысячи километров толщи атмосферы, подвергаясь колоссальным давлениям, высоким температурам на глубине и губительным химическим воздействиям. Но даже если бы удалось каким-то путем

преодолеть толщу атмосферы, погружаясь во все более разогретые (до тысяч градусов) и плотные ее слои, мы не имеем представления о том, что бы оказалось на глубине (и на какой, кстати, глубине?): океан из водорода и гелия (и какой глубины?) или твердая поверхность (возможно, например, состоящая на Юпитере из кристаллического, металлического водорода).

Если мы и найдем когда-нибудь достоверные ответы на эти вопросы, то, вероятно, еще очень нескоро. Вспомним, что мы еще не обладаем до сих пор достоверной теорией внутреннего строения даже Земли. В отношении же Юпитера и подобных ему планет у нас нет ни достоверных астрофизических данных, которые могли бы лечь в основу расчетов, ни общепризнанных теорий, освещающих физические законы, которым подчиняются вещества при необычных условиях, господствующих в недрах планет.

Девятая планета Солнечной системы — Плутон ничем не похожа на планеты группы Юпитера. У нас нет достоверных сведений даже о размерах и массе Плутона; но ясно, что по этим признакам (а также по периоду вращения вокруг своей оси) он должен был бы принадлежать к планетам земной группы. Конечно, условия на поверхности этой планеты, получающей от Солнца в 1600 раз меньше тепла, чем Земля, не могут и отдаленно напоминать даже Марс и тем более Венеру или Меркурий, но по крайней мере можно не сомневаться в существовании у него твердой поверхности. Есть на что садиться! Впрочем, во всех остальных отношениях с точки зрения космодинамики Плутон должен быть отнесен к планетам группы Юпитера.

Внешняя область Солнечной системы, занятая орбитами планет юпитерианской группы, представляет собой область колоссальных расстояний, огромных продолжительностей полетов (многие годы и даже десятки лет). Это ставит перед космической техникой сложные задачи, отличающиеся от тех, которые приходится решать при полетах к Марсу и Венере. Достаточно вспомнить, что за орбитой Юпитера интенсивность солнечного излучения более чем в 25 раз слабее, чем в районе Земли, причем она падает пропорционально квадрату расстояния. Поэтому солнечная энергия не может питать ни аппаратуру, ни радиопередатчики космического аппара-

та, в двигательных установках может использоваться лишь ограниченно, пока аппарат не ушел еще далеко от внутренних районов Солнечной системы. На смену столь хорошо себя зарекомендовавших при полетах к Луне, Венере и Марсу солнечных батарей приходят ядерные источники энергии. Портативная ядерная электростанция делается обязательным элементом конструкции межпланетной автоматической станции.

Однако в нашу задачу не входит рассмотрение ни конструкций, ни научной аппаратуры, ни систем управления межпланетных станций. Мы будем заниматься исключительно выбором путей и сроков осуществления полетов к Юпитеру, Сатурну, Урану, Нептуну и Плутону, а также выяснением вопроса о необходимых затратах энергии на космический полет или, что то же, о необходимой начальной массе ракеты-носителя, стартующей с Земли, или космической ракеты, улетающей с околоземной орбиты.

Программу исследования планет мы будем затрагивать только кратко, в той степени, в которой она отражается на планировании межпланетных полетов. Точно так же о самих планетах будут приводиться лишь те данные, которые нужны при рассмотрении космических перелетов.

Эта брошюра — не о планетах, лежащих за орбитой Марса и поясом астероидов, а о полетах к ним.

Однако прежде чем перейти непосредственно к полетам на интересующие нас планеты, приведем хотя бы вкратце основные факты космодинамики, чтобы последующее изложение было понятно читателю без обращения к другим книгам.

## Общие вопросы теории межпланетного полета

---

### Полеты в случае упрощенной модели планетных орбит

В первом приближении (но очень хорошем приближении) движение всех планет, комет, а также свободное (без участия двигателей) движение автоматических межпланетных станций и космических зондов, т. е. искусственных небесных тел, можно рассматривать как происходящее под действием одного лишь притяжения Солнца, если предполагать, что космический аппарат уже достаточно далеко удалился от Земли и еще не приблизился к какой-нибудь планете (насколько далеко удалился и насколько сильно приблизился, это мы увидим дальше). В соответствии с законом всемирного тяготения отсюда следует, что космические аппараты движутся относительно Солнца по эллипсу (в частном случае, окружности), параболе или гиперболе. Всякие отклонения от этих относительно простых движений под действием некоторых малых сил называются *возмущениями*.

Движение по параболе происходит в том случае, если космический аппарат имеет *параболическую скорость*, вычисляемую по формуле

$$V_n = \sqrt{\frac{2fM}{R}} \text{ или } V_n = \sqrt{\frac{2K}{R}};$$

здесь  $K=fM$  — гравитационный параметр Солнца, где  $f$  — постоянная всемирного тяготения, а  $M$  — масса Солнца;  $R$  — расстояние от Солнца.

Если скорость космического аппарата меньше параболической, то он движется вокруг Солнца как *искусственная планета* по эллиптической орбите. Так движутся и все естественные планеты, причем у большинства их эллиптические орбиты мало отличаются от круговых. Скорость движения по круговой орбите равна

$$V_{кр} = \sqrt{\frac{fM}{R}} = \sqrt{\frac{K}{R}}$$

и называется *круговой*. Вектор круговой скорости направлен обязательно перпендикулярно радиусу, проведенному из центра Солнца в точку, где находится космический аппарат.

Нетрудно видеть, что  $V_{п} = V_{кр} \sqrt{2}$ . Поэтому параболическая скорость относительно Солнца вблизи естественной планеты приблизительно на 41% больше скорости самой планеты.

Если скорость космического аппарата больше параболической, то он движется по гиперболической траектории. Его скорость при этом называется *гиперболической*.

Двигаясь по параболе или гиперболе, космический аппарат покидает Солнечную систему, причем в первом случае его скорость (параболическая), непрерывно убывая, стремится к нулю (это видно из формулы для параболической скорости, если считать  $R \rightarrow \infty$ ), а во втором, убывая, стремится к некоторой величине — *остаточной скорости на бесконечности*  $V_{\infty}$ . Нетрудно запомнить простую формулу:

$$V_{гип}^2 = \frac{2K}{R} + V_{\infty}^2 \text{ или } V_{гип}^2 = V_{п}^2 + V_{\infty}^2.$$

На среднем расстоянии Земли от Солнца  $R_3 = 149\,600\,000$  км круговая скорость равна 29,785 км/сек. Ее называют средней орбитальной скоростью Земли. Параболическая скорость на таком же расстоянии равна  $29,785 \sqrt{2} = 42,122$  км/сек.

Если бы наша планета не обладала притяжением, то достаточно было бы к скорости Земли 29,785 км/сек добавить в направлении движения Земли скорость 12,337 км/сек, чтобы получить начальную скорость 42,122 км/сек, обеспечивающую полет по параболе, касающейся земной орбиты (рис. 1).



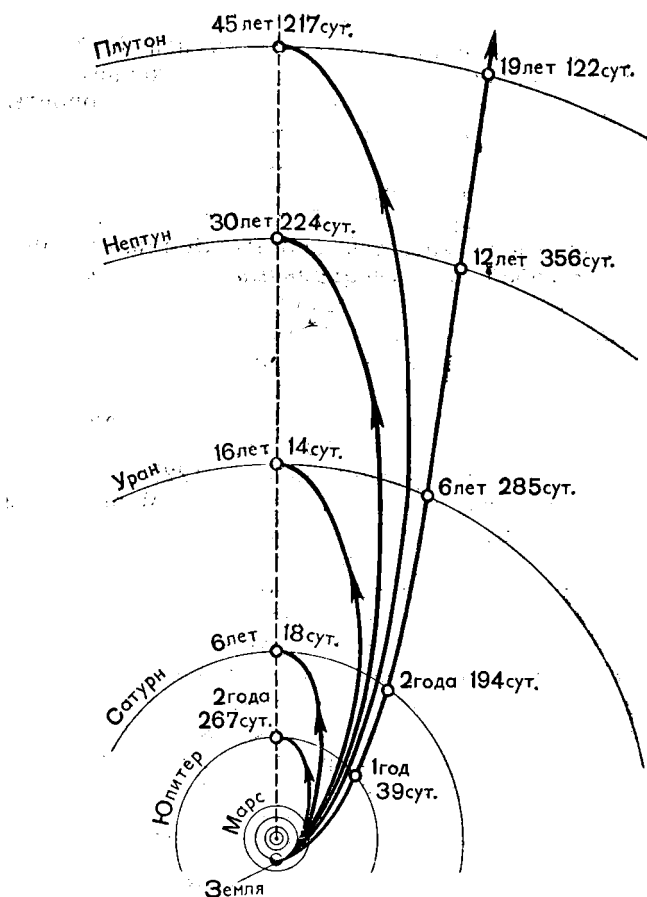


Рис. 1. Траектории перелетов: параболическая и ко-тангенциальные эллиптические. Указаны продолжительности перелетов

Примем упрощенную модель Солнечной системы: предположим, что орбиты всех планет являются круговыми и лежат в плоскости орбиты Земли. Тогда не-трудно понять, что, двигаясь по нашей параболе, кос-

мический аппарат последовательно пересечет орбиты Марса, Юпитера, Сатурна, Урана, Нептуна и Плутона.

Если улететь с Земли с несколько меньшей, но все же достаточно большой скоростью, то движение будет происходить по длинному эллипсу, и тоже все орбиты будут пересечены, но для того чтобы достичь какую-нибудь конкретную планету, достаточно выбрать эллиптическую траекторию перелета, не пересекающую, а лишь касающуюся орбиты этой планеты. Если такая орбита по-прежнему касается орбиты Земли, то она представляет собой *котангенциальный эллипс* (эллипс, касающийся двух концентрических окружностей) и является *траекторией перелета минимальной начальной скорости* (рис. 1), т. е. наилучшей, *оптимальной* с точки зрения энергетических затрат. Котангенциальные эллиптические траектории называют также *гомановскими*, по имени немецкого ученого В. Гомана, который указал на них в своем труде, опубликованном в 1925 г.

Хотя полеты к внутренним планетам — Меркурию и Венере — в этой брошюре не рассматриваются, все же ради полноты отметим, что добавочные скорости (в частности, минимальные), обеспечивающие их достижение, должны быть направлены в сторону, противоположную направлению движения Земли. Поэтому в таблице на стр. 10 их значения снабжены знаком минус.

Перелет по гомановской траектории продолжается половину периода обращения по полному котангенциальному эллипсу. Приводим формулу для вычисления продолжительности гомановского перелета:

$$T_{\text{гом}} = 64,5664 \sqrt{(1 + R_{\text{пл}})^3} \text{ суток.}$$

Здесь радиус  $R_{\text{пл}}$  орбиты планеты назначения должен быть выражен в астрономических единицах, т. е. в радиусах орбиты Земли.

Продолжительность параболического перелета

$$T_{\text{п}} = 82,212 \sqrt{R_{\text{пл}} - 1} \left[ 1 + \frac{1}{3} (R_{\text{пл}} - 1) \right] \text{ суток.}$$

В момент старта планета назначения должна находиться в такой точке своей орбиты, чтобы от момента встречи с космическим аппаратом ее отделял промежуток времени, равный продолжительности перелета. Начальное положение планеты назначения для любой вы-

# Гомановские межпланетные перелеты

Планеты	Гелиоцентрическая скорость выхода из сферы действия Земли, км/сек	Геоцентрическая скорость выхода из сферы действия Земли, км/сек	Начальная скорость, км/сек		Продолжительность перелета
			у поверхности Земли	на высоте 200 км	
Меркурий	22,253	— 7,532	13,486	13,343	105,5 суток
Венера	27,291	— 2,494	11,461	11,293	146,1 »
Марс	32,729	2,944	11,567	11,401	258,9 »
Юпитер	38,577	8,792	14,238	14,093	2 года 266,9 »
Сатурн	40,074	10,279	15,188	15,066	6 лет 17,6 »
Уран	41,065	11,280	15,886	15,766	16 » 13,9 »
Нептун	41,439	11,654	16,154	16,036	30 » 224,4 »
Плутон	41,600	11,815	16,270	16,153	45 » 217,1 »

бранной траектории перелета (в частности, для гомановской или параболической) задается определенным углом Земля—Солнце—планета. Этот угол регулярно, через так называемый *синодический период*, повторяется. Синодические периоды Юпитера и более далеких планет лишь ненамного превышают год, так как эти планеты столь медленно движутся, что успевают очень недалеко уйти вперед за время одного оборота Земли вокруг Солнца.

### **Эффект эллиптичности и наклонов орбит планет**

Начнем с эллиптичности. Эксцентриситет орбиты Земли невелик, и на плане Солнечной системы орбиту Земли на глаз отличить от окружности невозможно. Однако в перигелии земной орбиты скорость нашей планеты на 1 км/сек больше скорости в афелии. Поэтому старт в перигелии выгоднее старта в афелии. Чем дальше от Солнца цель полета, тем этот эффект больше. Если при некоторой добавочной скорости в афелии Земли может быть достигнут Сатурн, то при той же скорости в перигелии уже может быть достигнут Уран. Аналогичным образом, если в афелии Земли добавочная скорость позволяет достичь Уран, то в перигелии она обеспечивает достижение Плутона в его афелии и даже гораздо больших расстояний.

Эллиптичность орбит планет-целей имеет меньшее значение, хотя, конечно, легче при прочих равных условиях достичь планету в ее перигелии, чем в афелии. Особенно это заметно для Плутона, который в своем перигелии расположен ближе к Солнцу, чем Нептун. (Плутон в 1989 г. придет в свой перигелий впервые после своего открытия в 1930 г.; с 1979 по 1998 г. Плутон будет ближе к Солнцу, чем Нептун). Поскольку оси апсид орбит планет (линии, соединяющие афелии с перигелиями) не совпадают с линией апсид Земли, то полеты по котангенциальным эллипсам в принципе невозможны.

Однако эллиптичность орбит отступает на второй план по сравнению с тем фактом, что все они расположены в разных плоскостях, хотя (за исключе-

нием орбиты Плутона) и мало наклоненных к плоскости орбиты Земли (*плоскости эклиптики*)<sup>1</sup>.

Изображаемые на планах Солнечной системы орбиты фактически представляют собой проекции орбит на плоскость эклиптики. На таком плане можно построить траекторию перелета, близкую к гомановской, а именно такую, которая, хотя и не будет в точности касательной к орбите Земли, но по крайней мере будет представлять собой половину эллипса (угловая дальность перелета будет равна  $180^\circ$ ). Однако, прибыв в точку, диаметрально противоположную (по отношению к Солнцу) точке старта, космический аппарат, движущийся в плоскости эклиптики, почти наверняка не найдет тут планеты-цели, которая в этот момент может оказаться на миллионы километров «выше» или «ниже» плоскости эклиптики.

Исключением является случай, когда точки старта и прибытия лежат на *линии узлов* — линии пересечения плоскостей орбит планет старта и назначения. Но если Земля оказалась на линии узлов, то это еще не значит, что наступил момент, благоприятный для старта, так как скорее всего при этом неблагоприятно расположена планета назначения.

Подведем итоги.

Оптимальной траекторией перелета является траектория, требующая минимальной добавочной скорости. Поэтому она может быть только слабо наклонена к плоскости эклиптики. Ее угловая дальность отличается от  $180^\circ$ . Однако момент, благоприятствующий запуску, может быть приближенно вычислен в соответствии с упрощенной моделью планетных орбит; достаточно знать необходимое начальное положение планет («угол начальной конфигурации») и проследить по таблицам гелиоцентрических долгот планет (они публикуются), когда оно наступит. И хотя мы при этом скорее всего попадем в истинное «окно запуска», когда возможен старт при допустимых значениях добавочной скорости,

---

<sup>1</sup> Большой эксцентриситет и сильный наклон орбиты Плутона, как и его малые размеры, выделяют эту планету и заставляют подозревать 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.

подлинный минимум ее (с учетом эксцентриситетов и наклонов орбит) окажется в другой момент и мы можем ошибиться на целый месяц. Точно так же, зная, что запуск к Юпитеру американского космического аппарата «Пионер-10» был произведен 3 марта 1972 г., мы, прибавив средний синодический период Юпитера 399 суток (примерно 13 месяцев), можем ожидать следующего запуска к Юпитеру примерно в апреле 1973 г. (он произошел фактически 6 апреля).

Благоприятные «окна стартов», повторяющиеся примерно через синодический период, отличаются друг от друга. Наиболее хороши те из них, которые попадают на периоды близости Земли к линии узлов.

Точный расчет оптимального момента старта производится с учетом всех факторов с помощью электронных вычислительных машин.

### Учет притяжения Земли

До сих пор мы рассматривали движение космического аппарата вдали от Земли, за пределами так называемой *сферы действия Земли*. Не вдаваясь в подробности теории, позволяющей вычислить размеры этой области пространства, просто укажем, что радиус сферы действия Земли можно принять примерно за 1 миллион километров, а границу этой сферы можно рассматривать как «местную бесконечность», т. е. бесконечность в масштабах земного тяготения.

Поясним, что означает эта не слишком четкая формулировка.

Все, что говорилось выше о траекториях свободного движения в поле солнечного тяготения, справедливо и для движения в сфере действия Земли под действием земного тяготения, когда всеми остальными силами можно пренебречь. В частности, взлетев с земной поверхности, достичь «бесконечности», т. е. границы сферы действия Земли, с остаточной скоростью  $v_{\infty}$  можно, двигаясь по гиперболе. При этом начальная гиперболическая скорость  $v_0$  найдется по формуле

$$v_0^2 = v_n^2 + v_{\infty}^2 \text{ или } v_0^2 = \frac{2K_3}{r_0} + v_{\infty}^2.$$

Здесь  $v_n$  — параболическая скорость (относительно зем-

ного тяготения) на расстоянии  $r_0$  от центра Земли, а  $K_3$  — гравитационный параметр Земли. Для простоты часто за  $r_0$  принимают радиус Земли  $r^*$ , но еще чаще некоторое стандартное расстояние. Обычно это  $r^* + 200$  км, т. е. предполагается, что ракета-носитель заканчивает разгон на высоте 200 км или что старт производится с околоземной орбиты высотой 200 км; это близко к истинным значениям.

Мы перешли к обозначениям расстояний и скоростей строчными (малыми) буквами, чтобы отличить величины в геоцентрической системе координат (относительно Земли) от величин в гелиоцентрической системе (относительно Солнца).

Очевидно, «скорость на бесконечности»  $v_\infty$  — это и есть та самая добавочная скорость, которую нужно векторно добавить к орбитальной скорости Земли  $V_3$ , чтобы получить начальную скорость  $V_0$  гелиоцентрического движения. В терминах кинематики:  $V_3$  — переносная,  $v_\infty$  — относительная,  $V_0$  — абсолютная скорости. Ясно также, что минимуму добавочной скорости соответствует и минимум начальной скорости  $v_0$ .

Полезно вычислить минимальную начальную геоцентрическую скорость  $v_0$ , которая обеспечивает после выхода космического аппарата из сферы действия Земли его последующее движение по гелиоцентрической параболе — так называемую *третью космическую скорость*. Как было найдено выше, в этом случае  $v_\infty = 12,337$  км/сек. Если принять у поверхности Земли  $v_n = 11,186$  км/сек, то  $v_0 = \sqrt{11,186^2 + 12,337^2} = 16,659$  км/сек. Таково теоретическое значение третьей космической скорости у поверхности Земли. Более реальным является значение ее на высоте 200 км:

$$v_0 = \sqrt{11,015^2 + 12,337^2} = 16,539 \text{ км/сек.}$$

Величина скорости  $v_\infty$  полностью определяется величиной скорости  $v_0$ , приобретенной при разгоне, а не ее направлением. Направление же скорости  $v_\infty$ , от которого в значительной степени зависит скорость  $V_0$ , определяющая гелиоцентрическую траекторию, практически совпадает с асимптотой<sup>1</sup> геоцентрической гипер-

<sup>1</sup> Асимптота гиперболы — это прямая линия, к которой неограниченно приближается ветвь гиперболы при уходе в бесконечность.

болы подхода к границе сферы действия Земли. Существует бесконечное количество таких гипербола. Наилучшие из них соответствуют горизонтальной начальной скорости  $v_0$ . Дело в том, что разгон до горизонтальной начальной скорости  $v_0$  требует меньшей затраты ракетного топлива, чем крутой разгон до той же скорости, когда велики так называемые *гравитационные потери*, т. е. потери на преодоление силы тяжести.

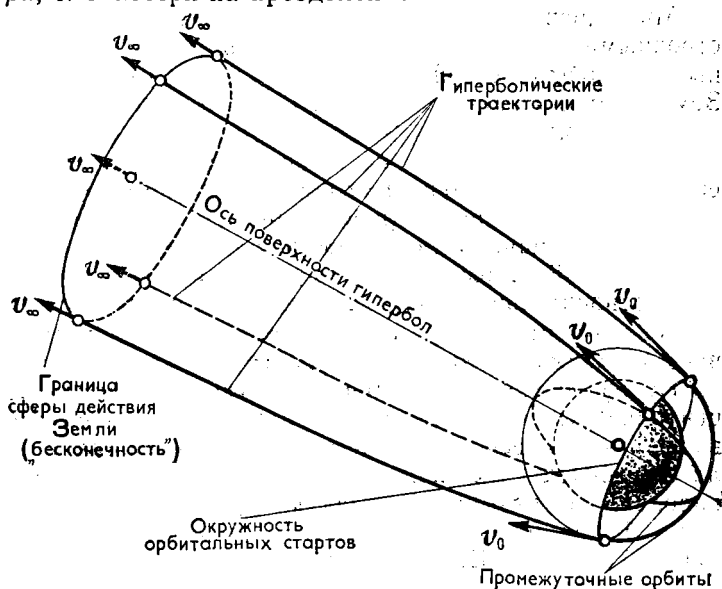


Рис. 2. Гиперболические траектории подхода к границе сферы действия и круговые промежуточные орбиты ожидания.

Как показывает рис. 2, пригодные гиперболические траектории, начинающиеся пологим разгоном, образуют поверхность вращения, ось которой сама могла бы служить траекторией (единственной прямолинейной) выхода к границе сферы действия Земли. Через любую точку земной поверхности и эту ось может быть проведена плоскость, которая пересечет указанную поверхность по пригодной траектории. Из этой точки может быть запущен спутник на промежуточную круговую орбиту ожидания, лежащую в этой плоскости, чтобы с орбиты



перейти на гиперболическую траекторию, доведя орбитальную скорость до скорости  $v_0$ . Импульс схода с орбиты должен сообщаться при пересечении в нужном направлении «окружности орбитальных стартов» (рис. 2).

В течение суток благодаря вращению Земли может быть выбрана та или иная промежуточная спутниковая орбита: чтобы лучше воспользоваться окружной скоростью космодрома, или чтобы выйти на границу сферы действия Земли в точке, ближе расположенной к плоскости эклиптики, или (это, пожалуй, главное) чтобы воспользоваться уже существующей сетью наблюдательных станций и т. д.

Маневр старта с орбиты, совершенно обязательный в случае неблагоприятного географического положения космодрома, не позволяет полностью избавиться от гравитационных потерь и гораздо меньших аэродинамических потерь (потерь на преодоление сопротивления атмосферы). По крайней мере потери при выходе на круговую орбиту неизбежны. Мы будем их оценивать, следуя некоторым зарубежным авторам, совершенно условно в  $1,6 \text{ км/сек}$ , а потерями при сходе с круговой орбиты будем пренебрегать. Мы тем самым предполагаем, что если бы отсутствовало сопротивление атмосферы и земное притяжение, то ракета-носитель набрала бы на  $1,6 \text{ км/сек}$  большую скорость. Полная, фактически ненабранная, скорость называется *идеальной* или *характеристической*.

### Учет притяжения планеты-цели

Теперь, после того как мы рассмотрели участок полета внутри сферы действия Земли, а до того обсудили движение вне этой сферы действия, обратимся к конечному участку полета. Космический аппарат приближается к планете назначения. С какого-то момента на его движении начинает все ощутимее сказываться притяжение этой планеты. Внутри некоторой области, окружающей планету и называемой ее сферой действия, делается выгоднее рассматривать движение не как гелиоцентрическое (т. е. не «относительно Солнца»), а как планетоцентрическое — в системе координат, поступательно движущейся вместе с центром планеты. Планетоцентрическое движение, если пренебречь возмущения-

ми, может происходить только по эллипсу, параболе или гиперболе.

937708  
Можно доказать, что планетоцентрическая скорость входа космического аппарата в сферу действия любой планеты Солнечной системы всегда значительно превышает местную параболическую скорость относительно планеты. Поэтому если космический аппарат не заденет атмосферу планеты, то обогнув ее, он, двигаясь по гиперболической траектории, пересечет границу сферы действия и перейдет в область преимущественного воздействия солнечной гравитации. При этом выход из сферы действия планеты осуществляется с той же по величине планетоцентрической скоростью, что и вход в нее. Направления же векторов планетоцентрических скоростей выхода и входа отличаются тем сильнее, чем ближе к планете проходит пролетная траектория.

Дальнейшее гелиоцентрическое движение может разительным образом отличаться от гелиоцентрического движения до входа в сферу действия. Проход сферы действия может быть, таким образом, использован для так называемого *пертурбационного маневра* (пертурбация — возмущение) — целенаправленного изменения гелиоцентрической траектории для достижения других планет, вылета из плоскости эклиптики, полета к Солнцу и т. д.

Во многих случаях эффективность пертурбационного маневра может быть увеличена, если сообщить вблизи облетаемой планеты дополнительный импульс скорости с помощью бортовой двигательной установки (*активный облет*).

### Приближенный метод расчета траектории

Даже если, отказавшись от приближенной модели планетных орбит, мы примем во внимание точные данные об орбитах Земли и планеты назначения (эксцентриситет и наклон), а также о массах планет, изложенный выше метод расчета межпланетных орбит не является точным. В самом деле, этот метод заключается в том, что все пространство разбивается на области, внутри каждой из которых учитывается притяжение только одного небесного тела — Земли, Солнца или планеты назначения. Соответствующий кусок траектории

представляет собой так называемую коническую кривую (эллипс, парабола или гипербола), а потому и метод часто называют *кусочно-коническим*.

Этот метод можно различным образом уточнять. Можно, например, не считать границу сферы действия Земли «местной бесконечностью», учитывая величину радиуса сферы. Можно уточнить величину этого радиуса, избрав вместо сферы действия так называемую сферу влияния с примерно вдвое большим радиусом (соответствующие радиусы в млн. км: для Земли — 0,93 и 2,50; для Юпитера — 48,2 и 88,0; для Сатурна — 54,5 и 108,0; для Урана — 51,8 и 116,0; для Нептуна — 86,8 и 194,0). В обоих случаях получается незначительное уточнение начальной скорости. Гораздо большее значение имеет учет радиуса сферы действия планеты назначения, особенно для далеких планет (Меркурий, Венера и Марс имеют сравнительно небольшие радиусы сфер действия), когда рассчитывается продолжительность перелета.

Фактически, конечно, на космический аппарат на любом участке полета действуют притяжения «посторонних» тел: внутри сферы действия Земли (особенно вблизи ее границы) — Солнца, вне ее — Земли (главным образом вблизи той же границы) и других планет (особенно Юпитера). Строго-то говоря, следует учитывать притяжения всех тел Солнечной системы. Но, во-первых, это привело бы к колоссальным вычислительным трудностям и, во-вторых, если бы даже было возможно, оказалось бы бесполезным.

Предположим, что мы все учли и точно определили величину и направление начальной скорости, которую нужно сообщить в определенный момент космическому аппарату, чтобы он в заданное время достиг цели. Однако реально сообщить нужную скорость можно только с ограниченной точностью. Неизбежны ошибки измерений в навигационной аппаратуре и ошибки от неточного срабатывания управляющих органов космической ракеты. Недостаточно точно известны межпланетные расстояния и массы планет. На фоне всего этого теряет смысл учет различных относительно мелких возмущений межпланетной траектории (хотя бы даже и от Юпитера).

Между тем ошибка в величине начальной скорости

на 1 м/сек может привести к промаху в сотни тысяч километров у цели. Поэтому делаются необходимыми *коррекции траектории* с помощью бортовой двигательной установки. Небольшой корректирующий импульс (самое большее — десятки метров в секунду) может не только поправить положение, но и изменить программу полета. Например, программа полета космического аппарата «Пионер-11» уточнялась по мере того, как становились известны результаты исследования пояса радиации вокруг Юпитера с помощью станции «Пионер-10». Дело в том, что незначительное изменение направления скорости полета к планете коренным образом меняет характер пролета мимо нее по гиперболической траектории. Можно пролететь слева или справа от планеты, «выше» или «ниже» ее, а это не только дает возможность исследовать те или иные области поверхности планеты, но и полностью меняет судьбу космического аппарата после его выхода из сферы действия.

### **Запуск искусственного спутника планеты**

Выше мы видели, что никакая планета не способна «захватить», т. е. с помощью собственного притяжения перевести космический аппарат, прилетевший с Земли, на эллиптическую орбиту искусственного спутника планеты. Такая операция требует активного маневра: с помощью бортовой тормозной двигательной установки скорость аппарата уменьшается с гиперболической до эллиптической. Величина реактивного тормозного импульса зависит от скорости входа в сферу действия планеты, расстояния точки торможения от центра планеты и эксцентриситета намеченной орбиты спутника.

Если ставится цель вывода искусственного спутника планеты непременно на круговую орбиту, то для любой конкретной планетоцентрической скорости входа в сферу действия можно указать радиус такой «оптимальной» круговой орбиты, переход на которую требует минимального тормозного импульса (этот импульс, как можно доказать, равен местной круговой скорости). При перелете, например, к Юпитеру по гомановской траектории радиус оптимальной орбиты равен 115 средним радиусам Юпитера, или 8 млн. км. Переход на нее требует тормозного импульса 4 км/сек, в то время как пе-

реход при тех же условиях на орбиту, пролегающую вблизи верхней кромки атмосферы, — 18 км/сек. Выигрыш очень велик, но польза от спутника, удаленного от Юпитера на расстояние более чем в 20 раз превышающее расстояние Луны от Земли, разумеется, невелика. На практике будут поэтому использоваться сильно вытянутые эллиптические орбиты.

Переход на эллиптическую орбиту может быть также осуществлен с помощью атмосферы планеты (аэродинамическое торможение). Ее сопротивление заменит

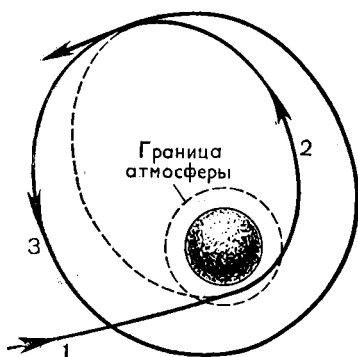


Рис. 3. Использование атмосферы планеты для запуска спутника: 1 — гиперболическая траектория подхода; 2 — орбита после прохода атмосферы; 3 — орбита после сообщения разгонного импульса в апоцентре орбиты 2.

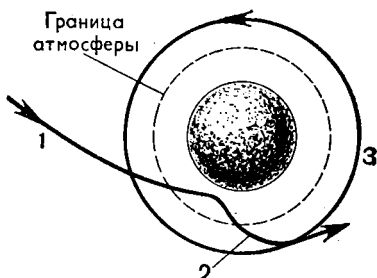


Рис. 4. Использование рикошетирувания от атмосферы для запуска спутника: 1 — гиперболическая траектория подхода; 2 — траектория рикошетирувания; 3 — орбита спутника после сообщения разгонного импульса на максимальной высоте рикошетирувания

реактивный тормозной импульс. Однако при этом перигейт орбиты (ближайшая к планете точка) окажется внутри атмосферы (рис. 3). Чтобы его вывести из атмосферы, понадобится разгонный импульс в наиболее удаленной точке — апоцентре.

Возможен также несколько иной вариант использования аэродинамического торможения. Космический аппарат, обладающий аэродинамическим качеством, *рикошетирует* в атмосфере и получает горизонтальный разгонный импульс на максимальной высоте рикошетиру-

вания, доводящий его скорость до, допустим, местной круговой (рис. 4). Маневр рикошетирования должен обеспечить минимальную величину импульса.

Торможение с аэродинамическим качеством позволяет также произвести боковой маневр для выведения спутника на орбиту, лежащую в иной плоскости, нежели траектория подхода.

К сожалению, часть сэкономленной с помощью атмосферы энергии будет теряться из-за лишней затраты топлива на предыдущих этапах полета, так как аппарат, входящий в атмосферу, должен быть снабжен теплозащитным покрытием, т. е. иметь увеличенную массу. Наконец, описанные маневры требуют точного входа в узкий атмосферный коридор, что нелегко сделать.

Этих недостатков лишен компромиссный метод запуска спутника, при котором небольшой реактивный импульс сообщается в разреженных слоях атмосферы, чтобы вывести спутник на эллиптическую орбиту с высоким апоцентром. Пройдя вторично через верхние слои атмосферы, искусственный спутник перейдет на орбиту с более низким апоцентром, еще через оборот с еще более низким и т. д. Когда апоцентр опустится достаточно низко, слабый разгонный реактивный импульс в апоцентре поднимет перицентр. Таким образом, космический аппарат может быть выведен на низкую, почти круговую орбиту. По подсчетам советского ученого Н. А. Эйсмонта, предложившего описываемый вариант запуска спутника планеты (журнал «Космические исследования», т. 10, 1972, вып. 2), выигрыш в скорости при запуске спутника Юпитера при этом может составить 12,7 км/сек, если первая эллиптическая орбита имела эксцентриситет 0,8.

### **Немного ракетодинамики**

В этом разделе мы будем рассматривать термоядерные и ядерные тепловые двигатели, относящиеся к числу импульсных двигателей.

Продолжительность каждого из активных участков межпланетного полета (участков, на которых работают двигатели) измеряется минутами, а то и секундами (при коррекциях траектории). Поэтому естественно, что всякое изменение скорости можно рассматривать как

кратковременный импульс (толчок), имея в виду огромные продолжительности полетов. Важно подчеркнуть, что в отличие от скорости космического аппарата, естественно, разной в разных системах отсчета, импульс скорости, сообщаемый ракетным двигателем, есть величина абсолютная, не зависящая от системы координат.

Сложность космической операции в значительной мере определяется числом импульсов. Обычный пролет, как и попадание в планету, есть одноимпульсная операция; попадание с реактивным торможением при посадке — двухимпульсная; запуск спутника планеты (с реактивным торможением) — также двухимпульсная; возвращение на Землю с околопланетной орбиты — трехимпульсная; возвращение на околоземную орбиту — четырехимпульсная. В число импульсов здесь не включены импульсы коррекции. Старт с Земли считается одним импульсом.

Сумма величин импульсов за время всей операции называется *суммарной характеристической скоростью*. В суммарную характеристическую скорость также включаются гравитационные и аэродинамические потери при старте с Земли, которые далее будут приниматься за 1,6 км/сек. Гравитационными потерями при старте с любой орбиты, при реактивном выходе на орбиту и других маневрах мы будем пренебрегать, так как, как правило, импульсы при этом сообщаются в направлениях, примерно перпендикулярных силам гравитации или достаточно далеко от притягивающих тел.

Предположим, что ракетная система состоит из  $n$  ступеней и что конструктивная характеристика каждой ступени, указывающая отношение начальной массы ступени вместе с топливом к ее массе без топлива, одинакова и равна  $s$ . Будем считать также, что скорость истечения продуктов сгорания для всех ступеней одинакова и равна  $w$ . Если обозначить полезную нагрузку системы  $m_n$ , а ее начальную массу  $M_0$ , то относительная полезная нагрузка  $P = M_0/m_n$  может быть вычислена по формуле

$$P = e^{V/w} \left( \frac{s-1}{s-e^{V/nw}} \right)^n,$$

где  $V$  — суммарная характеристическая скорость. Число  $s$  может быть достаточно велико (скажем, порядка 15

или 20). Число ступеней  $n$  отнюдь не обязательно должно быть равно числу импульсов. Скорость истечения  $w$  может теоретически достигать в лучшем случае 5 км/сек для ЖРД, использующих в качестве горючего водород, а в качестве окислителя кислород или лучше фтор. Для ЯРД с твердофазным реактором можно принять  $w=10$  км/сек, с жидкофазным — 20 км/сек, с газифазным — 30—70 км/сек. Цифры эти — сугубо гипотетические, основывающиеся на иностранных публикациях.

Зная суммарную характеристическую скорость  $V$ , мы, задавшись величинами  $s$ ,  $w$  и  $n$ , можем по приведенной формуле вычислить  $P$ . Если теперь задаться значением массы полезной нагрузки  $m_n$ , то найдется и начальная масса  $M_0 = m_n P$  и можно будет оценить трудность постройки космического аппарата, стартующего с орбиты.

В тех случаях, когда масса  $M_0$  не может быть выведена на орбиту существующими (или проектируемыми) ракетами-носителями или многоразовыми транспортными космическими кораблями (орбитальными самолетами), приходится проектировать монтаж космического аппарата с ракетной системой на орбите. Разумеется, монтажная орбита должна совпадать с промежуточной околоземной орбитой ожидания.

Рассчитывать по приведенной формуле массу ракеты-носителя, стартующую с Земли, нецелесообразно, так как ступени этой ракеты в силу ряда причин не могут иметь одинаковые значения ни  $w$ , ни  $s$ .

Подчеркнем, что в состав полезной нагрузки включается не только научная аппаратура и все, что ее обслуживает (например, система телеметрии), но и системы управления и навигации.

### Полеты с малой тягой

При полетах к далеким планетам могут в будущем оказаться особенно эффективными электрические ракетные двигатели, сообщающие космическому аппарату реактивные ускорения порядка  $10^{-5} \div 10^{-3} g$  ( $g = 9,8$  м/сек<sup>2</sup> — ускорение силы тяжести на Земле). Источником энергии для таких двигателей может вдали от Солнца служить только ядерный реактор, хотя



на начальном этапе могут использоваться и солнечные батареи.

Чрезвычайно малая тяга электроракетных двигательных установок (ЭРДУ) позволяет применять их только после выхода на околоземную орбиту. Действуя непрерывно (или, так сказать, «кусочно-непрерывно»), двигатели малой тяги сначала по околоземной спирали выводят космический аппарат из сферы действия Земли, затем разгоняют его по гелиоцентрической спирали. Если ставится задача не пролета, а выхода на орбиту вокруг планеты назначения, то в конце гелиоцентрического участка начинается торможение, способствующее захвату космического аппарата планетой (такой захват невозможен в случае импульсного перелета). Затем осуществляется спуск по планетоцентрической спирали (малая тяга направлена против скорости) на низкую орбиту.

Межпланетные полеты с малой тягой сулят значительное увеличение полезных нагрузок. Если не ставится задача выхода на околопланетную орбиту, то возможно сильное сокращение продолжительностей перелетов (отпадает не только время спуска по спирали, но и необходимость торможения перед подлетом к планете).

Дополнительного сокращения времени можно добиться также, отказавшись от подъема по геоцентрической спирали и пользуясь лишь обычным импульсным уходом с околоземной орбиты в «местную бесконечность». Хотя при этом теряется часть выигрыша в полезной нагрузке, но сильно упрощается управление полетом.

## Прямые полеты к далеким планетам

---

### Достижение Юпитера

Сначала мы рассмотрим полеты к планетам, не сопровождающиеся попутным пролетом другой планеты, т. е. так называемые *прямые полеты*.

Приведенная к поверхности Земли начальная скорость, обеспечивающая достижение Юпитера по гомановской траектории, равна  $14,238 \text{ км/сек}$ . Полет продолжается 2 звездных года и 267 суток (997 суток).

Увеличение скорости отлета с Земли приводит к сокращению времени перелета. Но даже при третьей космической скорости  $16,54 \text{ км/сек}$  он продолжается 1 год 39 суток.

Синодический период обращения Юпитера равен 399 суткам, т. е. сезон, благоприятный для полета к Юпитеру, наступает каждый год с опозданием примерно на месяц (март 1972 г., апрель 1973 г., май 1974 г., июнь 1975 г., август 1976 г., сентябрь 1977 г. и т. д.). Наиболее благоприятны из сезонов те, которые приходятся 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  $1 \text{ км/сек}$  больше, чем в афелии, проходимом в июне. Старты в январские сезоны обеспечивают угловую дальность, близкую к  $180^\circ$ , наибольшую продолжительность полета, наименьшее наклонение плоскости траектории перелета к плоскости эклиптики и наименьшую начальную скорость.

На рис. 5 показаны пять траекторий полета к Юпитеру, требующих минимальной для каждого благоприятного сезона начальной скорости. Из изображенных на рис. 5 траекторий наибольшую начальную скорость тре-

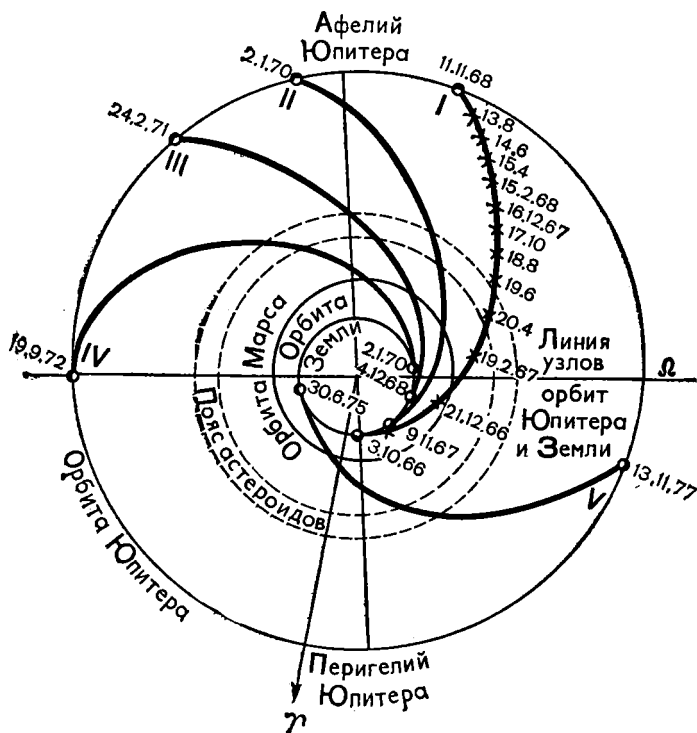


Рис. 5. Проекция на плоскость эклиптики оптимальных траекторий полета к Юпитеру (Р. К. Казакова, В. Г. Киселев, А. К. Платонов. Космические исследования, т. 6, 1968, вып. 1).

бует траектория II (старт 9 ноября 1967 г.), так как старт производится вдали от линии узлов, а Юпитер достигается вблизи своего афелия. Наиболее близка к гомановской траектория IV (старт 2 января 1970 г.). Для траектории II продолжительность перелета 791 сутки; угловая дальность  $162^\circ$ ; скорость выхода из сферы действия Земли  $9,526 \text{ км/сек}$ ; наклонение к эклиптике

4,14°. Соответствующие данные для траектории IV: 989 суток; 179,3°; 8,673 км/сек; 0,33°.

На пути к Юпитеру космический аппарат, двигаясь с минимальными скоростями, через три месяца пересекает орбиту Марса и в течение пятого—восьмого месяцев полета пролетает пояс астероидов.

В начале геоцентрического участка полета отклонение скорости в 1 м/сек вызывает вблизи планеты отклонение в «картинной» плоскости (перпендикулярной лучу зрения) примерно на 120 000 км для большинства траекторий на рис. 5, и только для траектории IV — на 340 000 км. На среднем участке полета отклонение в 100 000 км может быть компенсировано импульсом коррекции порядка 3 м/сек. Для изменения длительности полета на 12 ч необходим импульс коррекций около 10 м/сек. (Такой импульс может понадобиться для обеспечения хороших условий радиосвязи в момент сближения станции с Юпитером: за 12 часов Земля поворачивается к Юпитеру другой стороной).

### Вход в атмосферу Юпитера

Скорость входа в атмосферу без учета ее вращения составляет: при гомановском перелете — 60,7 км/сек, при параболическом — 62,9 км/сек. 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/сек) и составляет примерно 50 км/сек. Эта величина колоссальна и сулит мало хорошего.

Коэффициент максимальной перегрузки при вертикальном входе в атмосферу равен, по расчетам американского специалиста Уингроу, 3700 (для Венеры — 300, для Марса — 50). Чтобы коэффициент перегрузки не превысил 100, угол входа в атмосферу Юпитера не должен быть больше 1—2°. Коридор входа при отсутствии подъемной силы должен иметь ширину, равную нулю, если коэффициент предельной перегрузки принять за 10. Иными словами, попасть в такой коридор входа невозможно. При аэродинамическом качестве, равном 1, ширина коридора входа 83 км.

Конструкция аппарата, погружающегося глубоко в

юпитерианскую атмосферу, должна быть рассчитана на колоссальные давления и, вероятно, сильные химические и электрические воздействия. Более простой задачей, утверждается в одной из американских работ, является проникновение до нижнего слоя облаков. При этом зонд должен пройти слои облаков из кристалликов аммиака, из кристалликов льда, из капель воды и, наконец, из капель хлорида аммония и достичь (при модели «номинальной», т. е. не «холодной» и не «теплой» атмосферы) глубины примерно 150 км, где давление предположительно составляет 17 бар, а температура 425° К (при других моделях атмосферы значения иные). Аэродинамический обтекатель отделяется при достижении числа Маха (отношение скорости к скорости звука), равного 0,7. Это происходит через 20 сек (при почти отвесном входе) или 60 сек (при угле входа 15°) после достижения перегрузки 0,1 g. Дальнейший спуск происходит на парашюте, который отделяется после прохождения облаков из капель воды, чтобы аппарат быстрее достиг облаков из хлорида аммония.

### Искусственный спутник Юпитера

Тормозной импульс, который нужно сообщить космическому аппарату для выхода на низкую орбиту спутника Юпитера (имеется в виду орбита, пролегающая у самой кромки атмосферы), при гомановском перелете равен 18 км/сек. Суммарная характеристическая скорость при старте с низкой околоземной орбиты (высота 200 км) равна 24 км/сек. Как показывает подсчет по приводившейся выше формуле, при скорости истечения  $w=4$  км/сек и при  $s=15$  для случая трех ступеней относительная полезная нагрузка  $P=2511$ , при четырех ступенях  $P=1266$ . Даже при полезной нагрузке  $m_n=0,2$  т начальная масса четырехступенчатого аппарата должна превышать 250 т, т. е. для его монтажа на околоземной орбите понадобятся по крайней мере два запуска ракеты «Сатурн-5» или не менее 10 полетов орбитального самолета.

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 пос-

ле выхода из атмосферы, как уже говорилось, понадобится еще дополнительный ракетный импульс, и суммарная характеристическая скорость для всего эксперимента, вероятно, превзойдет третью космическую скорость. Выше уже рассказывалось о возможности постепенного спуска по методу «тормозных эллипсов» на низкую орбиту спутника Юпитера.

Оптимальная круговая одноимпульсная орбита искусственного спутника Юпитера для теоретического случая гомановского перелета имеет радиус, равный 115 средним радиусам Юпитера (8 млн. км). Период обращения по ней равен 145 суткам. Тормозной импульс, равный местной круговой скорости, составляет 4 км/сек. Запуск спутника массой 0,5 т на такую орбиту можно осуществить, если с низкой околоземной орбиты стартует двухступенчатый аппарат массой 9 т. Он может быть выведен на орбиту одним рейсом орбитального самолета. Однако указанная орбита все же очень далеко расположена от самого Юпитера.

Предпочтительны, очевидно, запуски спутников Юпитера на эллиптические орбиты с достаточно близким к планете перигею. Если, например, с помощью тормозного импульса, равного 6 км/сек, уменьшить гиперболическую скорость вблизи поверхности Юпитера до 55 км/сек, то апоцентр орбиты спутника расположится на высоте 4,3 радиуса Юпитера (примерно 300 000 км) над поверхностью планеты. Период обращения по такой орбите равен 1665 ч. При прежних предположениях с околоземной орбиты должен стартовать аппарат массой 18 т. Такую примерно нагрузку способна вывести советская ракета-носитель «Протон».

Если полет к Юпитеру происходит по гелиоцентрической параболе, тормозной импульс для перехода на низкую круговую орбиту оказывается равным 20 км/сек. Оптимальная круговая орбита спутника в этом случае имеет радиус, равный лишь 12 средним радиусам Юпитера (830 000 км); тормозной импульс (равный местной круговой скорости) составляет значительную величину — 12 км/сек.

Выдвигалась идея использования притяжения крупного спутника Юпитера (например, Ганимеда) для пертурбационного тормозного маневра, чтобы уменьшить

реактивный тормозной импульс при выходе на орбиту вокруг Юпитера.

Стационарная орбита спутника Юпитера должна иметь радиус, равный 2,3 среднего радиуса Юпитера (162 000 км). Находясь на такой орбите, спутник теоретически постоянно находится над определенной точкой поверхности планеты (точнее, тех слоев атмосферы, вращение которых мы наблюдаем). С этого спутника должно быть постоянно видно 56% поверхности полушария Юпитера.

Орбиты искусственных спутников Юпитера будут испытывать сильное возмущающее влияние вследствие несферичности его притяжения. Сжатие Юпитера очень велико (оно заметно на глаз в телескоп): его полярный радиус на 4,5 тыс. км меньше экваториального. Важную роль будут играть также притяжения больших естественных спутников Юпитера.

### Полеты на естественные спутники Юпитера

Естественные спутники Юпитера — очень интересные небесные тела. Четыре из них — Ио, Европа, Ганимед, Каллисто — гиганты. Самый большой, Ганимед, имеет радиус 2500 км; скорость освобождения (параболическая скорость) на его поверхности равна 2,9 км/сек. Полеты на такие спутники не будут представлять собой подобия простых причаливаний, как было бы в случае полетов на маленькие спутники Марса — Фобос и Деймос. Понадобится торможение, вероятно, реактивное, хотя существование атмосфер у Ганимеда и Каллисто подозревается, а у Ио, по-видимому, было обнаружено при полете американского аппарата «Пионер-10».

При этом нет нужды одним импульсом выравнивать скорости космического аппарата и спутника (очевидно, на границе сферы действия спутника), а другим тормозить скорость падения на спутник. Энергетически более выгодно заменить эти две операции одной, как фактически и поступают при расчетах скоростей сближения с Луной или планетами. Если считать, что спутник Юпитера нужным образом расположен на орбите, направления планетоцентрической скорости  $v_a$  аппарата (на границе сферы действия спутника) и скорости  $v_{св}$  спутника совпадают, а также пренебречь гравитационными

потерями, то необходимый для торможения импульс  $v_{\text{торм}}$  найдется по формуле

$$v_{\text{орм}} = \sqrt{(v_a - v_{\text{сп}})^2 + v_{\text{п}}^2},$$

где  $v_{\text{п}}^*$  — параболическая скорость на поверхности спутника.

Однако прежде чем произойдет посадка на естественный спутник, понадобится предварительный выход космического аппарата на орбиту ожидания, расположенную в экваториальной плоскости Юпитера (в ней лежат орбиты пяти ближайших к Юпитеру спутников, в том числе четырех гигантов). Лишь когда наступит благоприятный момент, сделается возможен гомановский переход с этой орбиты на орбиту спутника Юпитера и последующий маневр, требующий импульса скорости по приведенной формуле.

### Полеты к Сатурну, Урану, Нептуну, Плутону

При рассмотрении прямых полетов к Сатурну, Урану, Нептуну и Плутону нас ожидают большие разочарования. И дело не в том, что минимальные скорости достижения планет сравнительно велики: они, естественно, не превышают третью космическую скорость. Плохо то, что продолжительности перелетов слишком велики.

Так, минимальная скорость достижения Сатурна (в упрощенной модели планетных орбит) всего на 1 км/сек больше соответствующей скорости для Юпитера, но продолжительность полета составляет уже 6 лет. Увеличение скорости отлета до третьей космической сокращает это время до двух с лишним лет.

Полеты к Урану, Нептуну, Плутону требуют мало отличающихся минимальных скоростей, так как они уже близки к третьей космической. Но продолжительности полетов колоссальны. Полет до Плутона (при его среднем расстоянии) по параболической траектории продолжается более 19 лет!

В 1989 г. Плутон прибудет в свой перигелий, находящийся на расстоянии 4,4 млрд. км от Солнца — ближе Нептуна! Прямой полет к нему, приуроченный к этой дате, при старте с третьей космической скоростью (точнее, немного большей из-за наклона орбиты Плутона),



должен продолжаться 13 лет, т. е. начаться в 1976 г. Ниже мы увидим, как можно достичь Плутона раньше, вылетов позже и с меньшей начальной скоростью.

Синодические периоды рассматриваемых планет много превышают год. 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 суток. Космические аппараты к полетам юпитерианской группы можно запускать ежегодно, чтобы в течение долгих томительных лет ждать результатов эксперимента!

Как и при полетах к Юпитеру, движения внутри сфер действия Сатурна, Урана и Нептуна определяются главным образом притяжениями соответствующих планет и лишь в меньшей степени — скоростями входа в сферы действия планет.

Скорость входа в атмосферу Сатурна при полете к нему по гомановской траектории равна 36,6 км/сек, при полете по параболической траектории — 38,8 км/сек. Погружение в атмосферу планеты в экваториальной плоскости в восточном направлении уменьшило бы эти величины более чем на 25%, так как окружная скорость здесь составляет 10 км/сек, однако кольцо Сатурна должно мешать такому входу.

Скорости входа в атмосферы Урана и Нептуна равны соответственно 22,0 (23,9) и 24,0 (25,2) км/сек (вне скобок — для гомановских перелетов, в скобках — для параболических). Окружные скорости точек экватора на Уране и Нептуне равны соответственно 3,9 и 2,5 км/сек, чем также можно воспользоваться.

Аналогично импульсы перехода на орбиты низких искусственных спутников также мало зависят от траекторий перелета (вне скобок — гомановские перелеты, в скобках — параболические): для спутника Сатурна — 11,0 (13,2), Урана — 6,8 (8,7), Нептуна — 7,3 (8,4) км/сек.

Кольца Сатурна, по-видимому, запрещают запуск искусственных спутников на орбиты, пролегающие на расстояниях между 0,5 и 1,25 среднего радиуса Сатурна от поверхности планеты. Неосуществимы орбиты с периодами обращения от 4 до 14 ч (таковы периоды обращения вокруг Сатурна частиц, составляющих его кольца). В частности, неосуществима стационарная ор-

бита (период вращения Сатурна вокруг оси — 10 ч 14,5 мин).

Стационарные спутники Урана и Нептуна, орбиты которых имеют радиусы, равные соответственно 2,6 и 3,4 среднего радиуса планеты, могли бы обеспечить постоянное наблюдение 61 и 71% полушарий этих планет.

Сатурн, Уран и Нептун обладают крупными спутниками, являющимися самостоятельными объектами исследований. Особенный интерес представляет спутник Сатурна — Титан, обладающий густой атмосферой, которой, по-видимому, удастся воспользоваться для торможения при посадке.

Неопределенность массы и радиуса Плутона не позволяет привести мало-мальски надежные теоретические данные об орбитах его искусственных спутников.

### **Полеты к планетам-гигантам с малой тягой**

Судя по публикуемым работам, полеты с малой тягой к дальним планетам вышли из стадии математических исследований и находятся в стадии предварительных разработок. Рассматриваются полеты как с солнечно-электрическими, так и с ядерно-электрическими двигателями. Во всех проектах сход с околоземной орбиты осуществляется с помощью ЖРД, а не двигателя малой тяги. При этом получается некоторый «остаток гиперболической скорости на бесконечности», который хотя и недостаточен для достижения планеты-цели, но исключает движение по раскручивающейся околоземной спирали.

Приведем результаты, опубликованные в двух американских работах 1972 г.

Выход из сферы действия Земли может осуществляться с помощью ракетной ступени «Центавр» (масса 17,2 т), выводимой вместе с космическим аппаратом (общая масса 25,5 т) на околоземную орбиту высотой 500 км орбитальным самолетом. Геоцентрическая скорость выхода равна всего лишь 2,9 км/сек. Универсальный космический аппарат представляет собой цилиндр длиной 17 м и диаметром 1,4 м. Блок ЭРД находится в середине аппарата и создает поперечную тягу. Мощность ядерной термоионной энергетической установки на входе двигателей равна 120 кВт, удельный импульс

ЭРД — 5000 сек. Приборный отсек массой 700 кг находится в одном из концов цилиндра. Весь перелет, начинающийся в 1986 г., продолжается 900 суток: 240 суток разгона, 320 суток пассивного полета, 340 суток торможения перед подлетом к сфере действия Юпитера и спуска по скручивающейся спирали (он продолжается 158 суток) на орбиту радиуса  $5,9 r^*$  ( $r^*$  — средний радиус Юпитера), что соответствует радиусу орбиты спутника Ио. Всего за 18 000 ч работы ЭРД расходуются 4,2 т ртутя.

В тех же случаях, когда спуск по спирали с малой тягой не предусмотрен, при сравнимых условиях оказывается возможен лишь выход на вытянутые эллиптические орбиты с достаточно большим ( $6 r^*$ ) перицентрическим расстоянием, так как ЖРД может обеспечить лишь малый тормозной импульс.

Например, на орбиту вокруг Юпитера с расстоянием в перигее  $6 r^*$  и в апогее  $37 r^*$  (период обращения 9,95 суток) может быть выведен спутник массой 762 кг (включая 162 кг конструкции) при продолжительности перелета 840 суток, если запуск осуществляется пятиступенчатой ракетой-носителем «Титан—Центавр», способной вывести аппарат массой 2195 кг из сферы действия Земли с геоцентрической скоростью  $v_{\infty} = 7$  км/сек. Мощность ЭРД — 15 кВт, удельный импульс — 3000 сек. Сила тяги может отклоняться от линии Солнце — аппарат на угол  $65 \div 68^\circ$ . Электроракетная установка вместе с солнечными батареями отделяется после 300—400 суток работы. Тормозной импульс 2,491 км/сек перехода на спутниковую орбиту сообщается бортовым ЖРД с удельным импульсом 372 сек.

Говоря о других планетах, приведем результаты расчета операции выведения на орбиту вокруг Урана описанного выше универсального космического аппарата с полезной нагрузкой 700 кг:  $v_{\infty} = 2,8$  км/сек, продолжительность полета — 1950 суток (в том числе 16 суток спуска по спирали на орбиту радиуса  $16 r^*$ ,  $r^*$  — радиус Урана), за 21 000 ч работы ЭРД расходуются 4,3 т ртутя.

Пролет того же аппарата мимо Нептуна без выхода на орбиту спутника требует всего лишь 1650 суток

(4,5 года!), причем  $v_{\infty} = 3,6$  км/сек, расход ртути в ЭРД за 15 000 ч работы — 3,6 т.

Проведем сравнение с полетом с помощью ЖРД. При сходе с низкой орбиты с минимальной скоростью 8,2 км/сек полет до Нептуна продолжается 31 год (см. таблицу на стр. 10). Приняв скорость истечения  $w = 4$  км/сек (кислородно-водородное топливо), мы найдем, что относительная начальная масса  $P$  одноступенчатой ракеты равна примерно 14. При принятой полезной нагрузке 700 кг начальная масса, сходящая с орбиты, должна составлять около 10 т. Это в 2,5 раза меньше того, что может вывести на орбиту орбитальный самолет, но потеря времени колоссальна. Полет с третьей космической скоростью (сход с орбиты со скоростью 8,8 км/сек) довел бы время до 13 лет.

## Пертурбационные маневры

---

### Через Юпитер — к Солнцу

Как известно, Юпитер обладает массой, значительно превышающей суммарную массу всех остальных планет Солнечной системы. Не удивительно поэтому, что мощное поле тяготения Юпитера можно использовать для разнообразного маневрирования при межпланетных полетах. В самом деле, при пролете через сферу действия Юпитера гелиоцентрическое движение космического аппарата испытывает «гравитационный удар», эквивалентный импульсу скорости, который может достигать максимального значения  $42,5 \text{ км/сек}$ . Конечно, этим импульсом в отличие от ракетного нельзя свободно воспользоваться, так как его величина и направление определяются величиной скорости, а также линией входа в сферу действия Юпитера, но столь большая величина максимального приращения скорости позволяет надеяться на большие возможности.

Ниже мы увидим, что Юпитер способен творить подлинные чудеса в качестве своеобразного «генератора траекторий». Правда, для совершения этих чудес необходимо сначала долететь до Юпитера, но, к счастью, эта самая крупная из планет-гигантов ближе всего к нам расположена.

Немало может нам дать и Сатурн, но он расположен значительно дальше и обладает вдвое меньшей, чем Юпитер, массой. Однако отнюдь не бесполезной может оказаться помощь Сатурна Юпитеру. Впрочем, об этом позже, а пока обратимся к одному Юпитеру.

Известно, что прямой полет к Солнцу — значительно

более трудная цель для ракетно-космической техники с точки зрения энергетических затрат, чем достижение самых далеких окраин Солнечной системы. Это объясняется тем, что орбитальное движение Земли, которое оказывает поддержку любому полету к внешним планетам, должно быть, наоборот, преодолено при полете к центру Солнечной системы. Чтобы космический аппарат начал падать на Солнце, его скорость на выходе из сферы действия Земли должна быть равна скорости Земли (29,785 км/сек), но направлена в противоположную сторону. Начальная скорость, приведенная к земной поверхности, для этого должна равняться  $\sqrt{29,785^2 + 11,862^2} = 31,816$  км/сек. Эту величину иногда называют *четвертой космической скоростью*.

Лишь ненамного меньшей, а именно 29,151 км/сек, должна быть скорость отлета с поверхности Земли, позволяющая достичь заднего края Солнца по полуэллипсу. Продолжительности перелетов до Солнца в обоих случаях практически одинаковы: 64,57 и 65,05 суток.

Правда, существует метод достижения Солнца, требующий энергетических затрат, лишь незначительно превышающих те, которые нужны для ухода из Солнечной системы. Это — так называемый «переход через бесконечность». Космический аппарат посылается по эллипсу, касающемуся орбиты Земли, далеко к окраинам Солнечной системы, где его скорость делается столь мала, что может быть полностью погашена слабым ракетным импульсом в афелии, после чего начинается падение на Солнце. Однако продолжительность всей операции составляет при этом десятки лет. Например, при расстоянии от Солнца в афелии 20 а. е.<sup>1</sup> (за орбитой Урана) сближение с Солнцем происходит через 33 года после старта (включая 16 лет прямолинейного падения).

Оказывается, что с помощью Юпитера можно достичь близких окрестностей Солнца при малых энергетических затратах и за приемлемое время. При этом за один полет объектами исследования становятся два самых крупных тела Солнечной системы.

На рис. 6 представлена одна из многих возможных

---

<sup>1</sup> 1 а. е. — астрономическая единица, т. е. среднее расстояние Земли от Солнца, равное 149 600 000 км.

и опубликованных траекторий облета Юпитера, требующая начальной характеристической скорости  $16,5 \text{ км/сек}$  (включая потери  $1,22 \text{ км/сек}$ ). 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  $298 \text{ км/сек}$  на расстоянии  $0,2 \text{ а. е.}$  от Солнца. Попытка достичь этого расстояния прямым путем потребовала бы начальной скорости у поверхности Земли  $16,841 \text{ км/сек}$  (без учета потерь).

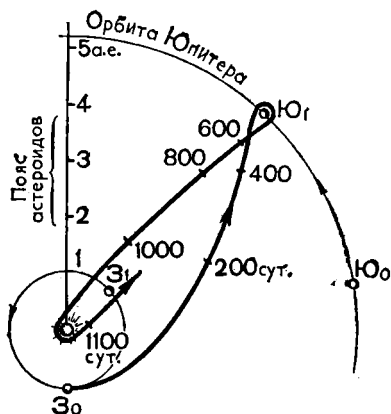


Рис. 6. Полет к Солнцу через Юпитер.

Юпитера на должном расстоянии от его поверхности обеспечивает попадание на Солнце. Между тем приближение к Солнцу на расстояние  $0,1 \text{ а. е.}$  требует начальной скорости  $20,421 \text{ км/сек}$ .

Зададимся вопросом: нельзя ли возвратить на Землю космический аппарат, совершивший облет Юпитера, как бы перехватив его во время следования к центру Солнечной системы? Но оказывается, что совершенно невозможно добиться, чтобы Земля в момент пересечения ее орбиты оказалась сколько-нибудь близко от точки пересечения. Например, на рис. 6 пересечение орбиты Земли происходит через 3 года после отлета с Земли, и, следовательно, 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 облетом Сатурна или следующих за ним планет, но такие операции нецелесообразны из-за слишком большой их длительности.

### **Вылет из плоскости эклиптики через Юпитер**

Большой научный интерес представляет исследование свойств межпланетного пространства вдали от плоскости эклиптики. Можно думать, что именно в этой плоскости находится основная масса космической пыли. Пролет вдали от плоскости эклиптики, возможно, дал бы немало данных для суждений о происхождении и эволюции Солнечной системы.

Однако 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.

Но гораздо труднее проникнуть в пространство «над» и «под» Солнцем. Предположим, что мы стремимся запустить космический аппарат на круговую орбиту, перпендикулярную плоскости эклиптики. Двигаясь по такой орбите, аппарат через полгода после старта должен встретить Землю. Расчет показывает, что начальная скорость должна равняться 43,58 км/сек, т. е. значительно превышает четвертую космическую скорость.

Полет по эллиптической орбите, лежащей в плоскости, перпендикулярной эклиптике, но с перигелием, находящимся за Солнцем вблизи его поверхности, потребовал бы начальной скорости, несколько превышающей четвертую космическую, но максимальное удаление космического аппарата от плоскости эклиптики (на полпу-



ти 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, равная  $v_{\infty} = 2V_z \sin(i/2)$  ( $V_z$  — орбитальная скорость Земли). Для угла  $i = 10^\circ$  найдем  $v_{\infty} = 5,19$  км/сек, откуда  $v_0 = \sqrt{11,19^2 + 5,19^2} = 12,2$  км/сек. Как видим, скорость отлета с Земли оказалась небольшой, а между тем она позволяет космическому аппарату через 3 месяца после старта удалиться от Земли на максимальное расстояние — 26 млн. км. Заметим, что такая орбита, находящаяся вблизи орбиты Земли (хотя и за пределами сферы действия Земли), должна подвергаться заметному возмущающему влиянию нашей планеты.

Дополнительного отклонения от плоскости эклиптики в описываемом случае можно достичь, если поставить на борту космического аппарата солнечную электроракетную двигательную установку (СЭРДУ). Исследования в этом направлении были опубликованы в США в 1971 г.

Разумеется, легко было бы совершить выход из плоскости эклиптики посредством «перехода через бесконечность». Небольшую скорость в далеком афелии легко повернуть на  $90^\circ$  с помощью слабого ракетного импульса. Например, при афелии на расстоянии 40 а. е. от Солнца (среднее расстояние Плутона) достаточно сообщить аппарату скорость 1,4 км/сек, 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/сек (приведена к поверхности Земли, потери не учитываются). Но... 45 лет полета до афелия и еще половина этого срока — до достижения максимального удаления от плоскости эклиптики!

Но обратимся за помощью к Юпитеру.

В обзорном докладе Ст. Росса на симпозиуме Американского астронавигического общества в 1965 г. указывалось, что 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, однако, добиться поворота на угол  $90^\circ$ , но для этого требуется большая скорость отлета с Земли.

Задача выхода из сферы действия Юпитера в плоскости, перпендикулярной эклиптике, и последующего пролета на заданном расстоянии от Солнца была подробно рассмотрена советскими учеными Н. Г. Хавенсоном и П. Е. Эльясбергом в работе, опубликованной в 1972 г. Чем теснее при этом сближение с Солнцем, тем меньше удается удалиться от плоскости эклиптики, но и тем меньше необходимая скорость отлета. Так, в сезон 1975 г. при заданном перигелийном расстоянии 0,05 а. е. максимальное удаление от эклиптики в северном направлении составляет 0,45 а. е. и требует геоцентрической скорости выхода из сферы действия Земли 11,06 км/сек, в южном — 0,54 а. е. и 11,09 км/сек. Соответствующие данные для перигелийного расстояния 0,2 а. е.: 0,95 а. е. и 11,16 км/сек; 1,03 а. е. и 11,22 км/сек. Указанные скорости примерно соответствуют минимальной скорости достижения Урана. Маневр обеспечивается пролетом на расстоянии  $460 \div 510$  тыс. км от центра Юпитера. Сближение с Солнцем происходит через  $3,2 \div 3,3$  года после старта. Оптимальная дата старта в 1975 г. — 27 июня.

В уже упомянутом докладе Ст. Росса утверждалось, что вместо того чтобы поворачивать плоскость полета на  $90^\circ$ , пролетая затем «над» или «под» Солнцем, лучше стремиться максимизировать перпендикулярную плоскости эклиптики гелиоцентрическую составляющую скорости выхода из сферы действия Юпитера. Это позволяет при одинаковых скоростях отлета с Земли отдалиться от плоскости эклиптики примерно на 6 а. е. больше, чем при 90-градусном повороте.

### **Через Юпитер или Сатурн — к комете Галлея**

Большая часть комет имеет очень вытянутые орбиты, часто сильно наклоненные к плоскости орбиты Зем-

ли. Некоторые из комет огибают Солнце в направлении, обратном направлению обращения планет вокруг Солнца (в этом случае угол наклона больше  $90^\circ$ ).

Даже простой пролет мимо кометы представляет поэтому для космической техники непростую задачу. В самом деле, во избежание лишних энергетических затрат желательно, чтобы траектория перелета лежала в плоскости эклиптики, для чего она должна направляться в точку пересечения орбитой кометы плоскости эклиптики. Но попадание в эту точку в момент нахождения в ней ядра кометы может оказаться невозможным из-за «несогласованности» движений Земли и кометы. Однако комет много, а потому некоторый выбор объектов для исследования существует.

Правда, пролет мимо кометы может оказаться бесполезным, если скорость полета слишком велика, так как в этом случае телекамеры просто не успеют ничего зарегистрировать. Так будет в случае встречного движения кометы. Например, в начале 1986 г. можно было бы пролететь мимо кометы Галлея со скоростью  $70 \text{ км/сек}$ , в то время как в некоторых работах выдвигается требование предельной относительной скорости  $16 \text{ км/сек}$ , если расстояние между ядром кометы и космическим аппаратом меньше  $5000 \text{ км}$ .

В научном отношении гораздо более, чем простой пролет, интересна встреча с кометой, при которой с помощью реактивного импульса уравнивается скорость космического аппарата со скоростью кометы. Конечно, сообщить дополнительный импульс  $70 \text{ км/сек}$  — несбыточная мечта.

И тут мы снова обращаемся к Юпитеру и вспоминаем о Сатурне — эти две планеты способны перевести космический аппарат на траекторию обратного движения вокруг Солнца.

Комета Галлея, имеющая период обращения 76,029 года, эксцентриситет орбиты 0,967, перигелийное расстояние 0,587 а. е. и наклон  $162,21^\circ$  (точность этих значений не гарантируется, так как орбиты комет подвержены сильным возмущениям), в настоящее время возвращается из своего афелия, находящегося за орбитой Нептуна, и пройдет свой перигелий 8 января 1986 г. (возможна неточность в несколько месяцев). В работе Крузе и Фокса 1966 г. утверждалось, что для исполь-

зования облета Сатурна запуск нужно произвести уже осенью 1973 г. или осенью 1974 г. с удельной энергией (так часто называют величину  $v_{\infty}^2$ ) более  $150 \text{ км}^2/\text{сек}^2$ , к чему космическая техника не готова. Запуск через Юпитер требует энергии более  $180 \text{ км}^2/\text{сек}^2$ , но должен быть произведен осенью 1977 г. или осенью 1978 г. Есть время на размышление!

Интересно рассмотреть также активный облет Юпитера с приложением импульса, как всегда, в перигелии гиперболы облета. На рис. 7 (из работы Крузе и Фокса) показана траектория, приводящая к встрече с кометой Галлея. Приводим данные о полете (в скобках указаны данные об аналогичной операции с пассивным облетом Юпитера): старт 2 сентября (13 сентября) 1977 г. с примерной характеристической скоростью выхода на орбиту

200 км, равной 9,00 км/сек; сход с орбиты — 7,43 (9,74) км/сек, что соответствует скорости выхода из сферы действия Земли 10,50 (13,60) км/сек; облет Юпитера 14 февраля 1979 г. (16 сентября 1978 г.) на расстоянии 20,56 (7,87) радиуса от центра Юпитера; реактивный импульс при облете — 6,29 (0,00) км/сек; встреча 6 июля (27 мая) 1985 г. на расстоянии 3,04 (3,79) а. е. от Солнца, за 185 (254) суток до совместного прохождения афелия при разгонном реактивном импульсе 5,36 (5,83) км/сек; суммарная характеристическая скорость 23,08

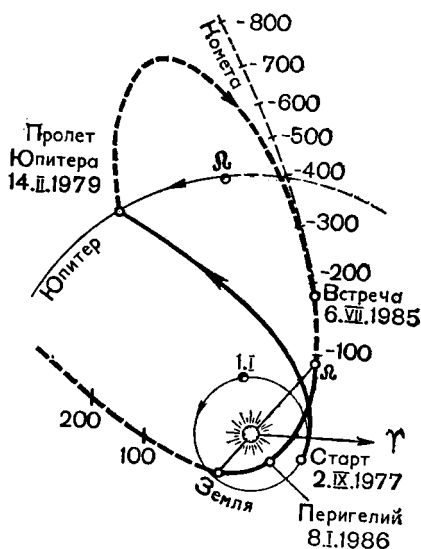


Рис. 7. Встреча с кометой Галлея при активном облете Юпитера. Пунктиром показаны части орбит, лежащие южнее плоскости эклиптики. Числа на орбите кометы указывают число суток до и после прохождения перигелия.

(24,57) км/сек; полезная нагрузка (приборы и система управления), достигающая кометы, равна 45 (210) кг. В случае активного облета ракета «Сатурн-5» сообщает необходимую скорость выхода из сферы действия космическому аппарату массой 7260 кг, содержащему четыре химические ракетные ступени (удельный импульс 350 сек): две для маневра при облете, две — при встрече с кометой. В случае пассивного облета та же ракета выводит на орбиту космический аппарат, содержащий тоже четыре ступени: две для схода с орбиты и две для импульса при встрече с кометой.

Любопытно заметить, что к комете Галлея может быть послана большая полезная нагрузка, если использовать бортовую ядерную электроракетную двигательную установку. Ее малая тяга сначала бы удалила космический аппарат, затем затормозила бы его, одновременно переводя движение в другую плоскость с обратным обращением, а затем бы стала разгонять его в направлении к Солнцу, чтобы скорости аппарата и кометы уравнились еще до достижения перигелия. Старт к комете при этом возможен в 1984 г., когда, можно надеяться, космическая техника достигнет необходимого уровня. Но это уже выходит за тему нашей брошюры.

## Многопланетные полеты

Как показали многочисленные исследования последних лет<sup>1</sup>, до конца нынешнего столетия могут быть осуществлены многие операции, в которых гравитационные поля облетаемых планет используются для резкого сокращения длительностей перелетов. Особую роль должны играть Юпитер, так как, во-первых, очень велика его масса и, во вторых, вход в его сферу действия происходит с наибольшими скоростями. Печальную роль играют кольца Сатурна, запрещающие пролет на тех расстояниях от планеты, которые в некоторых случаях были бы особенно удобны.

Рассмотрим несколько характерных операций.

Земля—Юпитер—Сатурн (рис. 8). Старт про-

---

<sup>1</sup> Они в значительной степени подытожены в книге Ц. В. Соловьева и Е. В. Тарасова «Прогнозирование межпланетных полетов». М., «Машиностроение», 1973.

исходит в сентябре 1977 г. с начальной идеальной скоростью  $16,5 \text{ км/сек}$  (включая потери  $1,22 \text{ км/сек}$ ). Через 500 суток зонд проходит на расстоянии 4 радиусов Юпитера от центра планеты и в результате гравитационного удара получает импульс  $18,7 \text{ км/сек}$  (максимальный импульс при таком расстоянии может достигать  $21,3 \text{ км/сек}$ ). На рис. 8 бросается в глаза излом гелиоцентрической траектории вблизи Юпитера. Через 1072 дня после старта космический аппарат достигает Сатурна, входя в его сферу действия с планетоцентрической скоростью  $17,8 \text{ км/сек}$ . Начальная скорость отлета с Земли равнялась минимальной скорости отлета при прямом полете к Сатурну, но пролет мимо Юпитера сократил вдвое продолжительность перелета.

Расчеты показывают, что Сатурн может быть достигнут даже при скорости, равной минимальной скорости достижения Юпитера. Полеты к Сатурну «через Юпитер» будут возможны ежегодно с 1976 по 1979 г. во время сезонов продолжительностью в месяц, причем траектория полета в 1979 г.

будет наименее чувствительна к начальным ошибкам.

Благоприятная конфигурация Земли, Юпитера и Сатурна повторится снова лишь через 20 лет.

По американскому проекту MJS-77 («Маринер—Юпитер—Сатурн» 1977) должны быть запущены с помощью ракет-носителей «Титан-3Е—Центавр» два космических аппарата массой  $679,5 \text{ кг}$  с интервалом 20 суток. Аппараты пролетают в 1979 г. Юпитер и в 1981 г. Сатурн.

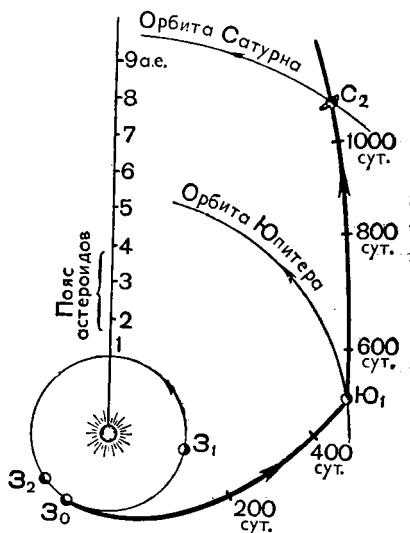


Рис. 8. Полет к Сатурну через Юпитер. Положения планет:  $Z_0$  — Земля в момент старта;  $Z_1$ ,  $J_1$  — Земля и Юпитер в момент облета Юпитера;  $Z_2$ ,  $S_2$  — Земля и Сатурн в момент достижения Сатурна.

За 19 ч 1 мин до пролета Сатурна космический аппарат пройдет на расстоянии 10 970 км от Титана, движущегося вокруг Сатурна по орбите радиуса 1,22 млн. км.

Земля—Юпитер—Сатурн—Земля. 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 суток), причем скорость входа в земную атмосферу во всех случаях менее 20 км/сек (на высоте перигея 111 км), а энергия запуска менее 130 км<sup>2</sup>/сек<sup>2</sup> (т. е. геоцентрическая скорость  $v$  меньше 11,4 км/сек), за исключением полета, начинающегося в феврале 1983 г., когда она равна 146,7 км<sup>2</sup>/сек<sup>2</sup> ( $v_{\infty}=12,11$  км/сек, что близко к значению, соответствующему третьей космической скорости). Если траектория пролета Сатурна проходит через щель шириной 12 000 км 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 суток, т. е. более двух лет. Минимальная продолжительность (старт 8 июля 1999 г.) — 2148,2 суток (около 6 лет), максимальная (старт 8 января 1989 г.) — 3654,0 суток (10 лет).

Земля—Сатурн—Юпитер—Земля. Благоприятные сезоны, разделенные синодическим периодом Сатурна (378 суток), существуют с 1979 по 1984 г. и с 1997 по 1999 г. Все траектории, кроме соответствующей старту в октябре 1979 г. с облетом Сатурна между кольцом и планетой, требуют энергии запуска менее 130 км<sup>2</sup>/сек<sup>2</sup>. Продолжительности полетов: максимальная (старт 27 декабря 1982 г.)—4303,9 суток (около 12 лет), минимальная (старт 14 июня 1997 г.), пролет между кольцом и планетой—3831,4 суток (10,5 года). Показанная на рис. 9 траектория соответствует энергии запуска 125,4 км<sup>2</sup>/сек<sup>2</sup>, пролетам Сатурна на расстоянии 3,26 и Юпитера на расстоянии 1,38 радиуса соответствующей планеты от ее центра. Заметим, что у астрономов нет уверенности в том, что наружное кольцо Сатурна не простирается за видимый с Земли край радиуса 2,3 экваториального радиуса планеты.

Земля—Юпитер—Уран. Полеты будут возможны ежегодно с 1978 по 1980 г. Конфигурация планет от-

носительно Солнца повторяется через 14 лет. При скорости 7,9 км/сек схода с орбиты высотой 200 км полет до Урана продолжается 5,04 года.

**Земля—Юпитер—Нептун.** Полеты возможны с 1977 по 1985 г. Повторение конфигурации — через 13 лет. При скорости схода с орбиты 8,2 км/сек полет продолжается 7,56 года. При той же начальной скорости полет по гомановской траектории длится около 31 года.

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

**Земля — Ю п и т е р — П л у т о н.** Повторение конфигурации — через 12 лет. Плутон достигается через 8,93 года при скорости схода с орбиты 9,0 км/сек. Старты возможны в 1977 и 1978 гг.

**З е м л я — С а т у р н — У р а н.** Полеты возможны в 1979—1985 гг.

**З е м л я — С а т у р н — Н е п т у н.** Полеты возможны в 1977—1985 гг.

Попутный облет какой-либо планеты резко увеличивает планетоцентрическую скорость входа в сферу действия планеты-цели по сравнению со входом при прямом полете к ней. Это увеличивает шансы на использование планеты-цели в качестве новой промежуточной планеты для полета к следующей. Не попытаться ли осуществить серию последовательных гравитационных ударов для разгона космического аппарата от планеты к планете, уподобив его бильярдному шару?

**Земля — Юпитер — Сатурн — Уран — Нептун.** Такой полет получил в литературе название «Великого путешествия» (Grand Tour). На рис. 10 показана

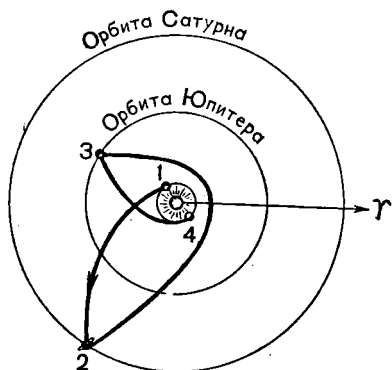


Рис. 9. Возвращение на Землю после облета Сатурна и Юпитера: 1—старт 16 декабря 1981 г.; 2 — пролет Сатурна 23 января 1986 г.; 3 — пролет Юпитера 14 декабря 1991 г.; 4—возвращение к Земле 1 сентября 1993 г.



ны пять траекторий «Великого путешествия», осуществимых в указанный период времени ежегодно (в течение примерно трехнедельного окна запуска). Эти траектории в начале пути, на участке Земля—Юпитер—Сатурн, соответствуют рис. 8. Следующий подобный полет можно начать лишь в 2154 г. Начало и конец периода 1976—1980 гг. определяются взаимным расположением Юпи-

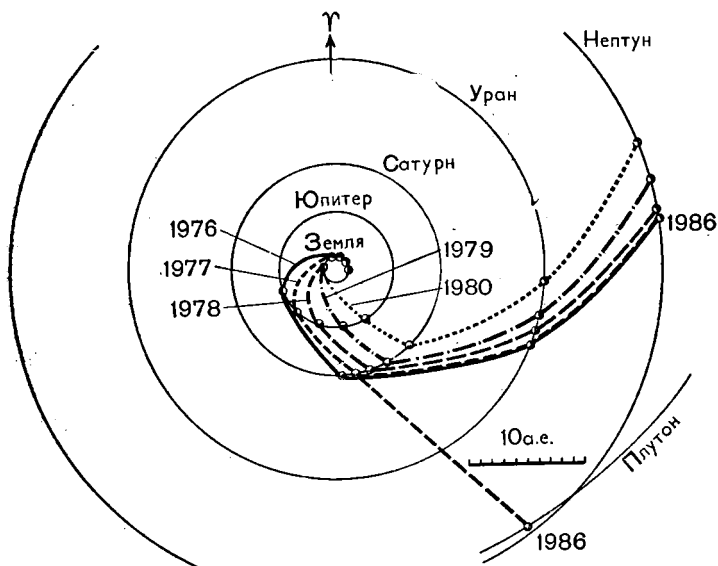


Рис. 10. Траектории «Великого путешествия» Земля—Юпитер—Сатурн—Уран—Нептун со стартами в 1976—1980 гг. и полета Земля—Юпитер—Сатурн—Плутон со стартами в 1977 г.

тера и Сатурна. Старт 14 сентября 1977 г. с энергией  $120 \text{ км}^2/\text{сек}^2$  обеспечивает достижение Нептуна за 9,2 года: Юпитер проходимся 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 ноября 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 гипербо-

лическими. После же пролета Нептуна гелиоцентрическая скорость превышает местную параболическую относительно Солнца в несколько раз, и космический зонд стремительно направляется к окраине Солнечной системы.

Возможны упрощенные варианты «Великого путешествия».

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

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

**Земля—Юпитер—Сатурн—Плутон.** 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  $120 \text{ км}^2/\text{сек}^2$  Плутон достигается через 8,5 года — 9 марта 1986 г., из которых 5,5 года уходит на почти прямолинейный участок (см. рис. 10) Сатурн—Плутон (в параболическом полете этот участок проходится за 17 лет).

По различным причинам (главным образом из-за недостатка средств) США отказались от осуществления проекта «Великого путешествия» как в полном, так и в урезанном вариантах, заменив его проектом MJS-77, о котором говорилось в начале этого раздела.

### **Многопланетные полеты с использованием двигателей малой тяги**

Предлагалось (Фландро, США) добиться существенного увеличения полезной нагрузки космического аппарата, отправляющегося в «Великое путешествие», разогнав его в начале гелиоцентрического движения с помощью солнечной электроракетной двигательной установки (СЭРДУ). При этом выигрыш в полезной нагрузке получается лишь в том случае, если космический ап-

парат направляется к Юпитеру не «прямо» (примерно по импульсной траектории), а описывает петлю вокруг Солнца, что увеличивает его разгон. Программа разгона выбиралась таким образом, чтобы вход в сферу действия Юпитера произошел с максимально возможной планетоцентрической скоростью при максимальной полез-

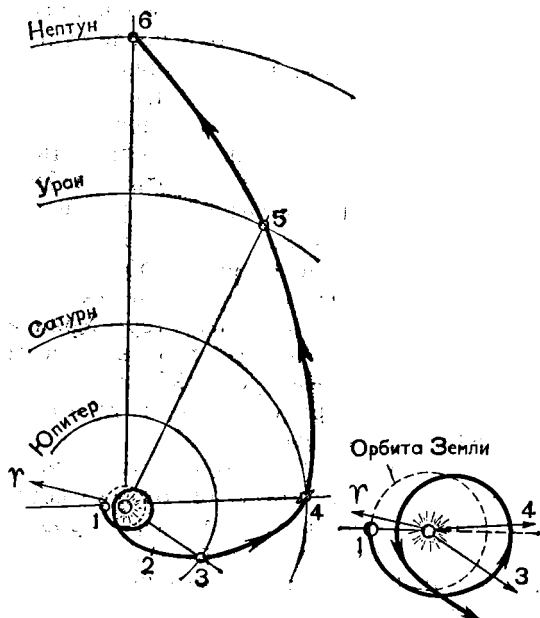


Рис. 11. «Великое путешествие» Земля—Юпитер—Сатурн—Уран—Нептун с использованием солнечно-электрического двигателя. Начальная часть траектории показана отдельно в увеличенном масштабе: 1 — старт (октябрь 1977 г.); 2 — выключение двигателя; 3 — пролет Юпитера (март 1980 г.); 4 — пролет Сатурна (июль 1984 г.); 5 — пролет Урана (декабрь 1984 г.); 6 — пролет Нептуна (сентябрь 1987 г.).

ной нагрузке. Ради этой цели имеет смысл растянуть во времени полет до Юпитера. Время наверстывается потом, так как большая скорость входа приводит к большому приращению скорости в результате «гравитационного удара», и уже участок траектории Юпитер—Сатурн будет гиперболическим.

На рис. 11 показана траектория «Великого путешествия», происходящего по такой программе и начинающегося в октябре 1977 г. (в этом году условия наиболее благоприятны для использования СЭРДУ). Выход из сферы действия Земли обеспечивается ракетой-носителем «Атлас—Центавр». СЭРДУ работает в течение 640 суток после этого и выключается на расстоянии 3 а. е. от Солнца. Направление тяги меняется сложным образом. Нептун достигается через 9,4 года после старта.

Существует более широкий диапазон дней старта в каждом году, чем при чисто импульсном «Великом путешествии», именно несколько месяцев, однако от даты старта серьезно зависят продолжительность полета до Нептуна и полезная нагрузка. Старты в 1976 и 1978 гг. приводят к уменьшению полезной нагрузки на 15% при тех же продолжительностях путешествия.

Если не стремиться непременно облететь все четыре планеты, то можно добиться увеличения полезной нагрузки. На маршруты Земля—Юпитер—Уран и Земля—Юпитер—Нептун лучше всего стартовать в сентябре—ноябре 1978 г. В июле—августе 1976 г. лучше всего летать с солнечным электрическим двигателем по маршруту Земля—Юпитер—Плутон.

Практически описанный полет, очевидно, не будет осуществлен в текущем столетии, однако сообщалось о работе в США по оснащению модифицированного космического аппарата «Пионер» ртутными ионными двигателями, питающимися электроэнергией от солнечных батарей на расстояниях до 5 а. е. от Солнца и от радиоизотопных термоэлектрических генераторов на большем удалении от Солнца. Подобные аппараты должны способствовать прямым полетам к планетам юпитерианской группы, а также полетам с промежуточным пролетом Юпитера на пути к более далеким планетам, или к Солнцу, или для выхода из плоскости эклиптики.

Нельзя забывать, что, если исключить попутные пролеты (которые вовсе не всегда будут возможны), достижение далеких планет практически возможно (с приемлемой продолжительностью операции) только при использовании электрических или ядерных двигателей.

## Полеты в запланетную область

---

### Прямые полеты и полеты через Юпитер

До сих пор объекты космических операций, рассматривавшихся нами, были расположены не дальше орбиты Плутона. Теперь объектом исследования будет *запланетная* (точнее, *заплутонная*) область Солнечной системы. Для краткости мы будем обозначать ее буквами ЗО.

Внутренней границей запланетной области мы будем считать окружность радиуса 40 а. е. (среднее расстояние Плутона от Солнца). Конечно, эта граница условна: за Плутоном могут быть другие планеты и даже, возможно, целый пояс астероидов.

Еще более условна внешняя граница. Перечислим те возможности, которые нам предоставляются для ее определения.

Сфера радиуса 230 000 а. е. — область устойчивого прямого обращения вокруг Солнца (так называемая сфера Хилла по отношению к ядру Галактики) <sup>1</sup>.

Сфера радиуса 100 000 а. е. — то же для обратного обращения. Кометное облако Оорта — от 100 000 до 150 000 а. е.

Здесь расположены афелии долгопериодических комет, которых возмущения со стороны звезд, как предполагают многие (но не все) астрономы, «сталкивают» с круговых орбит внутрь Солнечной системы. Когда такая комета случайно проходит вблизи какой-нибудь планеты юпитерианской группы, она может перейти на орбиту короткопериодической кометы.

---

<sup>1</sup> Ближайшая звезда Проксима Центавра находится на расстоянии 270 000 а. е.

Сфера действия Солнца по отношению к ядру Галактики — 60 000 а. е. = 1500 средних расстояний Плутона от Солнца = около 1 светового года.

Шлейф магнитосферы Солнца, указывающий на возмущение Солнцем межзвездного магнитного поля, простирается, как предполагают, до расстояния 400—600 а. е. (10—15 средних расстояний Плутона). Однако переходная область между околосолнечным и межзвездным пространством простирается гораздо дальше.

Известный американский специалист К. Эрике предлагает условно принять за внешнюю границу запланетной области (ЗО) сферу радиуса 0,1 светового года = 6320 а. е.

Само проникновение в запланетную область не представляет собой чего-либо трудного: достаточно третья космическая скорость. Однако таким путем до внешней границы ЗО придется лететь 35 000 лет, а полет до границы сферы действия Солнца (60 000 а. е.) продолжался бы... миллион лет.

Полеты в ЗО должны поэтому быть гиперболическими относительно Солнца. Каждая из гиперболических траекторий может быть охарактеризована своим гиперболическим избытком скорости  $V_{\infty}$  или, если угодно, гелиоцентрической скоростью выхода из сферы действия Солнца.

Если  $V_{\infty} = 14$  км/сек, то до Плутона можно добраться за 14 лет (вместо 20 лет при отлете с третьей космической скоростью). Для этого скорость схода с низкой околоземной орбиты должна равняться  $\Delta v = 13,4$  км/сек.

Земля—Юпитер—ЗО. Как мы знаем, эффективный разгон можно получить, если лететь через Юпитер (траектория II на рис. 12). При отлете с третьей космической скоростью можно в наилучшем случае получить таким путем  $V_{\infty} = 24,4$  км/сек. Тогда аппарат через 9 лет достигнет Плутона (40 а. е.), а через 25 лет — расстояния в 280 а. е.

Максимально эффективным будет маневр при скорости схода с низкой околоземной орбиты 18,3 км/сек. Тогда  $V_{\infty} = 46,9$  км/сек и за 50 лет преодолевается 600 а. е., причем Плутон будет пройден через 3 года.

Сообщив приведенные данные, К. Эрике в своей статье, опубликованной в 1972 г. в «Журнале Британ-

ского Межпланетного общества», предлагает несколько оригинальных идей убыстрения полетов. Они и излагаются ниже.

### Активный маневр вблизи Солнца

Допустим, что наша цель — вывести космический аппарат на гиперболическую гелиоцентрическую траекторию, характеризующуюся заданным значением  $V_{\infty}$ . Тогда оказывается, что если это значение больше местной параболической скорости относительно Солнца на орбите Земли ( $V_{\infty} > 42,122$  км/сек), то вместо прямого

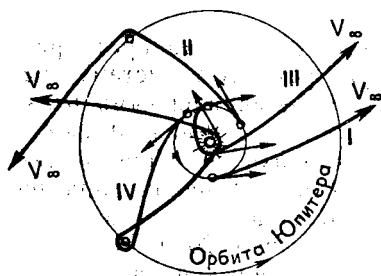


Рис. 12. Схемы различных способов ухода в запланетную область: I — прямой полет; II — полет через Юпитер; III — активный маневр вблизи Солнца; IV — активный маневр вблизи Солнца после облета Юпитера.

(однимпульсного) выхода на гиперболическую траекторию выгоднее воспользоваться двухимпульсным маневром: первым импульсом направить аппарат по полуэллипсу к Солнцу, а затем в перигелии разгонным импульсом перевести его на нужную гиперболу (траектория III на рис. 12). Сумма двух импульсов будет меньше, чем один импульс в случае прямого перехода, и выигрыш тем больше, чем теснее сближение с Солнцем. Этот факт хо-

рошо известен из прикладной небесной механики.

Например, скорость космического аппарата в перигелии перед сообщением ему разгонного импульса для расстояния 0,1 а. е. составит 127 км/сек, для расстояния 0,05 а. е. — 184 км/сек и для 0,01 а. е. — 419,1 км/сек. (Эти скорости очень близки к местным параболическим скоростям. Например, для расстояния 0,01 а. е.  $V_p = 421$  км/сек.) Оценим величину разгонного импульса. Если  $V_{\infty} = 100$  км/сек, то скорость в перигелии 0,01 а. е. = 1 496 000 км после разгона должна быть равна

$$\sqrt{\frac{2 \cdot 132\,718 \cdot 10^6}{149,6 \cdot 10^6}} + 100^2 = \sqrt{187\,000} = 432,9 \text{ км/сек.}$$

(в числителе дроби под первым корнем стоит удвоенный гравитационный параметр  $K$  Солнца). Таким образом, разгонный импульс равен  $\Delta V = 432,9 - 419,1 = 13,8 \text{ км/сек.}$  Вместе с импульсом схода с низкой орбиты  $\Delta v = 20,07 \text{ км/сек}$  это дает суммарную характеристическую скорость  $34 \text{ км/сек.}$  При этом за 50 лет достигается расстояние  $0,017$  светового года  $= 1074 \text{ а. е.}$  Однако если мы хотим достичь за 50 лет расстояния  $0,1$  светового года ( $6320 \text{ а. е.}$ ), т. е. выйти на траекторию  $V_{\infty} = 600 \text{ км/сек.}$ , то импульс в перигелии составит уже  $314 \text{ км/сек.}$ , а суммарная характеристическая скорость (при сходе с низкой околоземной орбиты) будет равна  $334 \text{ км/сек.}$

Если предположить, что космический аппарат представляет собой 10-ступенчатую ракетную систему, использующую двигатели с газофазными ядерными реакторами, обеспечивающими скорость истечения  $50 \text{ км/сек}$  (фантастическая для настоящей эпохи, но теоретически возможная величина), то при конструктивной характеристике  $s = 20$  относительная полезная нагрузка  $P$  составит по формуле на стр. 22 около 2000. Космический аппарат должен обладать мощной тепловой защитой, так как пролетает на расстоянии двух радиусов Солнца от его центра<sup>1</sup>, мощными источниками энергии и огромной параболической антенной. Его масса без учета ЯРДУ должна составить, вероятно, не менее 5 т. В этом случае стартовая масса при отлете с орбиты равна примерно 10 000 т, т. е. нужно примерно 100 запусков ракет «Сатурн-5» или 400 запусков орбитальных самолетов для монтажа всей системы. А ведь мы предположили использование газофазных ядерных двигателей, на пути создания которых еще очень много трудностей.

Но еще хуже обстояло бы дело, если бы мы вместо двухимпульсного маневра совершили одноимпульсный выход на гиперболическую гелиоцентрическую траекторию ухода из Солнечной системы при  $V_{\infty} = 600 \text{ км/сек.}$

---

<sup>1</sup> Не менее суток аппарат находится на расстоянии, меньшем  $0,3 \text{ а. е.}$  от Солнца.



В этом случае импульс схода с низкой орбиты равняется 564 км/сек. Лишние 230 км/сек! Правда, отсутствие тепловой защиты теперь бы уменьшило массу полезной нагрузки.

### Маневр вблизи Солнца с облетом Юпитера и Сатурна

Желательно изыскать средства перехода в околосолнечную область со скоростями, значительно большими, чем с орбиты Земли.

Земля—Юпитер—Солнце—ЗО. Этот вариант (траектория IV на рис. 12) увеличивает на 3—4 года продолжительность полета, но почти не уменьшает импульс вблизи Солнца. В самом деле, траектория, по которой зонд после облета Юпитера приходит к Солнцу, вблизи Солнца совсем близка к параболе (подобно орбитам короткопериодических комет). Но разница между скоростью прихода в перигелий и местной параболической была весьма мала и в варианте Земля—Солнце—ЗО. Разница же между импульсами схода с околоземной орбиты при прямом полете к Солнцу и при полете к Солнцу через Юпитер (для расстояния 0,01 а. е. она составляет примерно 13 км/сек) на фоне огромного импульса в перигелии погоды не делает.

Земля — Сатурн — Юпитер — Солнце — ЗО. В этом варианте имеется в виду активный маневр вблизи Сатурна, который должен перевести аппарат на траекторию движения навстречу Юпитеру (обратное обращение!) с перигелием, расположенным в поясе астероидов. Импульс в перигелии не позволяет зонду завершить облетную восьмерку (пунктир на рис. 13) и направляет его вспять. При этом для значений  $V_{\infty}$ , меньших примерно 180 км/сек, активный маневр вблизи Солнца оказывается ненужным, так как зонд выходит на необходимую гелиоцентрическую гиперболу уже после пролета Юпитера. При этом сумма импульсов схода с околоземной орбиты и вблизи Сатурна будет не больше, чем примерно 13 км/сек. (При скорости  $V_{\infty} \approx 180$  км/сек за 13 лет покрывается расстояние 500 а. е., а за 50 лет — 1900 а. е.) Отпадает необходимость тесного пролета Солнца и облегчается тепловая защита.

Однако выход на гиперболу  $V_{\infty} = 600$  км/сек требует уже суммарной характеристической скорости 270 км/сек при условии, что околосолнечный импульс сообщается на расстоянии 0,01 а. е. Это ставит перед космической техникой столь же непосильную для сегодняшнего и, пожалуй, завтрашнего дня задачу, как и полет Земля—Солнце—30.

Хотя одинаковые конфигурации Земли, Юпитера и Сатурна относительно Солнца повторяются, как мы знаем, только через 19,9 года, эпоха, благоприятствующая полету типа Земля—Сатурн (активный облет) — Юпитер — Солнце — 30, наступает примерно через 10 лет и продолжается около 10 лет с ежегодным (через примерно 12,5 месяца) окном старта. Это объясняется тем, что допустимы различные варианты положения Юпитера на орбите, направления облета Солнца (рис. 13) и наклона траектории к плоскости эклиптики.

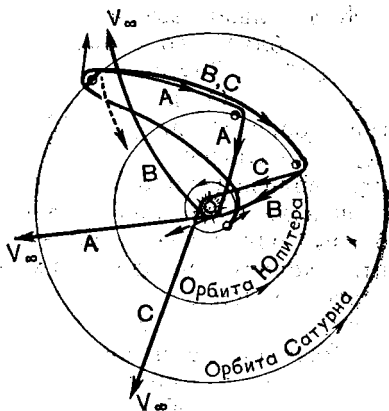


Рис. 13. Схема некоторых из возможных вариантов маневра Земля—Сатурн—Юпитер—Солнце — запланетная область.

Итак, исследование запланетной области радиуса, превышающего примерно в 50 раз радиус орбиты Плутона, возможно даже с помощью термоядерных двигателей, если считать приемлемым 50-летний полет на такое расстояние. Исследование более далеких областей, видимо, требует использования ядерных двигателей с жидко- или газофазной активной зоной. Описанный только что сложный маневр Земля—Сатурн—Юпитер—Солнце—30 должен играть такую же важную роль для исследования заплутонного пространства, какую играет облет Юпитера внутри планетной системы.

## Исследование далеких планет

---

### Экспедиции к далеким планетам

Разумеется, говорить об экспедициях (т. е. о пилотируемых полетах) на поверхности планет-гигантов типа Юпитера не приходится, так как даже для автоматических станций эта задача, как говорилось выше, весьма проблематична.

Рассмотрим возможности, которые предоставляются для выхода космического корабля на низкую орбиту вокруг планеты с последующим его возвращением на Землю, причем допустим, что полет туда и обратно происходит по гомановской траектории. В этом случае экспедиция на орбиту вокруг Юпитера должна была бы продолжаться 2 года и 276,5 суток, включая 197,8 суток ожидания благоприятного момента для возвращения. Экспедиция на орбиту вокруг Сатурна продолжалась бы 5 лет и 298 дней, а экспедиции к другим планетам — так долго, что вряд ли стоит их серьезно рассматривать.

При этом суммарные характеристические скорости при условии старта с низкой околоземной орбиты и полного использования атмосферы Земли для торможения при посадке равнялись бы: для Юпитера — 49 (29) км/сек, для Сатурна — 35 (22) км/сек. Здесь в скобках указаны значения при выходе на орбиту вокруг планеты с помощью не реактивного, а аэродинамического торможения.

Заведомо отбрасывая как нереальные полеты с термохимическими двигателями, рассмотрим использование ЯРД со скоростью истечения  $w=10$  км/сек. Тогда при

$s=20$  мы получим, что относительная полезная нагрузка четырехступенчатого корабля, улетающего с околоземной орбиты, будет равна примерно 25 для случая использования атмосферы Юпитера для торможения при выходе на орбиту. Если принять полезную нагрузку межпланетного корабля за 50 т, то его полная масса будет равна  $25 \cdot 50 = 1250$  т. Понадобится не менее 10 запусков модифицированных ракет типа «Сатурн-5», чтобы смонтировать такой корабль на орбите. И это, при ЯРД, которые еще не существуют, и при аэродинамическом торможении, которое еще никогда не использовалось даже для запуска спутника Марса.

Предположим, что мы сумеем когда-нибудь осуществлять спуск в верхних слоях атмосферы Юпитера и Сатурна таким образом, что корабль останется плавать в атмосфере. Суммарные характеристические скорости для таких экспедиций будут равны: 79 км/сек для Юпитера и 53 км/сек для Сатурна. Только новый колоссальный скачок в области развития ЯРД (однако возможный теоретически) позволит совершить такую операцию. При скорости истечения  $w=50$  км/сек (газофазные ЯРД) и при  $s=20$  одноступенчатый космический корабль будет иметь относительную полезную нагрузку, равную 3, т. е., при прежних предположениях, улетающий с околоземной орбиты корабль будет обладать массой 150 т. Запуск может быть осуществлен с помощью одной модифицированной ракеты класса «Сатурн-5»!

Использование газофазных ядерных двигателей, которые, согласно зарубежным теоретическим разработкам, могут дать скорость истечения до 70 км/сек, совершит в свое время полный переворот в космической технике. Станут возможными операции, которые сейчас кажутся фантастическими. До этого, однако, станут возможными полеты на естественные спутники планет-гигантов.

Дополнительные перспективы для пилотируемых полетов сулит применение электроракетных двигателей.

Неоднократно выражалась надежда, что с прогрессом космической техники окажется возможным заранее запланированное использование водорода, добываемого из льда на поверхностях некоторых спутников юпитерианских планет, в качестве рабочего тела ЯРДУ в последующих операциях. В журнале «Астрономикс энд

Эйронотикс» в 1972 г. сообщалось о разработке проекта экспедиции на Юпитер и его спутники шести человек в корабле, оснащенном твердофазным ЯРД «Нерва» с удельным импульсом 825 сек и секундным расходом 41,2 кг/сек. Масса корабля на низкой околоземной орбите — 2650 т. Водород добывается в атмосфере Юпитера и используется для полетов на спутники Ио, Европа, Ганимед, Каллисто, причем на орбите вокруг Каллисто создается промежуточная база, на которой концентрируются баки с добытым на Юпитере водородом (за 4 дня электролизная установка заполняет один бак). Двигательный отсек отбуксировывает пустые баки на Юпитер для заправки. При возвращении корабль выходит на околоземную эллиптическую орбиту высотой 160 ± 19 000 км, откуда межорбитальный транспортный аппарат переводит его на 160-километровую круговую орбиту. Корабль может затем использоваться для новых операций.

### **Исследования планет юпитерианской группы**

Нет возможности сколько-нибудь подробно набросать здесь программу исследований Юпитера и других родственных ему планет, а также их спутников. По существу, здесь все тайна. Наши знания о гравитационных полях этих планет очень неполны. Нам неизвестны сколько-нибудь точные размеры планет, мало известно о сплюснутости Урана и Нептуна. О Плутоне не известно ничего, кроме широких пределов, в которых заключены значения его диаметра и массы. Предстоит изучение магнитосфер и радиационных поясов планет (только о Юпитере известно, что он ими обладает), состава, плотности, высот их атмосфер, состава облачных образований в атмосферах, а также некоторых странных образований типа огромного Красного Пятна на Юпитере. Можно предвидеть попытки обнаружения вулканической деятельности на Юпитере и других планетах, поиски источников мощных радиосигналов на Юпитере. Особым объектом исследования должно стать кольцо Сатурна: мы не знаем ни его толщины, ни размеров частиц, из которых оно состоит.

Почему одно полушарие Яфета, спутника Сатурна, обладает в 6 раз большей яркостью, чем другое? Почему Ио, спутник Юпитера, — оранжевый и почему он делается ярче, побывав в тени Юпитера? Всех загадок не перечесть.

По мнению советского астронома И. С. Шкловского, не следует полностью игнорировать возможность обнаружения на Юпитере или Сатурне форм жизни, резко отличающихся от земных, основанных на совершенно иных формах обмена.

Решение многих вопросов имеет прямое отношение к конструированию космических аппаратов. До первого полета к Юпитеру предполагали, например, что радиационные пояса вокруг планет (особенно вокруг Юпитера) обладают столь большой плотностью электронов, что способны вывести из строя полупроводниковую аппаратуру. Считалось поэтому, что орбиты искусственных спутников Юпитера не должны иметь перицентр, расположенный ближе чем 6 радиусов Юпитера от центра планеты, хотя с однократным пролетом на более близком расстоянии, видимо, можно примириться. Можно думать, что мощное поле тяготения Юпитера удерживает в сфере действия планеты огромное количество космической пыли, метеоритов, частиц льда из ядер комет группы Юпитера (кометы, афелии которых расположены вблизи орбиты Юпитера), и следует учитывать метеоритную опасность.

Проникновение в верхний слой атмосферы Юпитера должно принести информацию о более глубоких слоях. Научные задачи делают наиболее целесообразным вход в атмосферу на дневной стороне Юпитера, причем в одной из американских статей рекомендуется избегать при первом зондировании «особых» точек планеты — полярных зон, экваториальных широт, Красного Пятна. Целесообразна ретрансляция на Землю радиосигналов зонда через космический аппарат-носитель, движущийся по пролетной гиперболе. Масса зонда при этом могла бы составить 160 кг, общая масса станции на траектории полета к Юпитеру 520 кг. Отделение зонда от станции и переход его на траекторию попадания должны произойти на расстоянии 45 млн. км от Юпитера. Такой эксперимент намечается по одной из разработок США при запусках в 1978 или 1980 г.

## Первые полеты к Юпитеру

3 марта 1972 г. в США с помощью трехступенчатой ракеты «Атлас—Центавр» был запущен к Юпитеру космический аппарат «Пионер-10» массой около 250 кг. Начальная скорость составила 14,3 км/сек. 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. 4 декабря 1973 г. он прошел с планетоцентрической скоростью 36,5 км/сек на минимальном расстоянии 130 000 км от края атмосферы Юпитера. Через минуту после этого он прошел на расстоянии 18 000 км от ближайшего спутника Юпитера — Амальтеи, а еще через 17 мин — зашел на 91 сек за спутник Ио, и было осуществлено радиопросвечивание атмосферы. Космический аппарат вышел из сферы действия примерно в направлении орбитального движения Юпитера с гиперболической гелиоцентрической скоростью 20 км/сек. Аппарат покинет Солнечную систему с остаточной скоростью на бесконечности  $V_{\infty} = 11,4$  км/сек, направленной в сторону созвездия Тельца. В 1987 г. он пересечет орбиту Плутона. Связь с ним, вероятно, будет поддерживаться до 1979 г. (до орбиты Урана).

Аппаратура «Пионера-10» еще до достижения Юпитера передала на Землю большое количество информации. В частности, выяснилось, что пояс астероидов свободен от метеоритов, представляющих опасность для космических полетов, но было обнаружено большое количество пыли в районе между орбитами Земли и Марса («великий космический вампир»).

Предварительные результаты исследований Юпитера при пролете показывают, что интенсивность радиации в трех поясах вокруг Юпитера в 10 000 раз больше, чем в радиационных поясах Земли (а не в миллион, как некоторые ожидали). «Пионер-10» вошел в пояс радиации на расстоянии 8 млн. км от планеты. Ночная температура на Юпитере оказалась идентичной дневной ( $-133^{\circ}\text{C}$ ), что объясняется быстрым вращением планеты. Бомбардировка пылевыми частицами вблизи Юпитера оказалась в 300 раз более интенсивной, чем в межпланетном пространстве, но никакого пылевого кольца, аналогичного кольцу Сатурна, не было обнаружено.

Структура магнитного поля планеты оказалась очень сложной (оно состоит из двух областей), напряженность — меньшей, чем ожидалось, и направленной во внутренней области на юг (а не на север, как на Земле). Атмосфера Юпитера состоит в основном из водорода, гелия, аммиака и метана, а также из дейтерия, ацетилена и этилена. Получено 340 цветных изображений планеты, а также фотографии спутников Ио, Европа, Ганимед и Каллисто. Температуры поверхностей этих спутников составляют минус  $173^{\circ}\text{C}$ . Спутник Ио имеет весьма разреженную атмосферу толщиной 110 км и слой ионосферы.

6 апреля 1973 г. был произведен запуск космического аппарата «Пионер-11» массой 231 кг, получившего скорость 14,5 км/сек. Запас топлива для коррекции рассчитан на характеристическую скорость 200 м/сек. Коррекция траектории в апреле 1974 г. должна предопределить судьбу аппарата после облета Юпитера 5 декабря 1974 г. Он или пролетит мимо Юпитера аналогично «Пионеру-10», или, обогнув Юпитер на расстоянии 160 000 км, направится к Сатурну, или выйдет из плоскости эклиптики, или пролетит на расстоянии 36 000 км от Юпитера со скоростью 48 км/сек. Результаты полета «Пионера-10» позволяют надеяться, что пролет на таком расстоянии не выведет из строя научную аппаратуру.

Планы США на ближайшие годы предусматривают запуски в августе—сентябре 1977 г. двух аппаратов серии «Маринер» по маршруту Земля—Юпитер—Сатурн, а также, возможно, запуск в июле—августе 1976 г. аппарата серии «Пионер» к Юпитеру с тем, чтобы, совершив пертурбационный маневр, он вышел из плоскости эклиптики.



## СОДЕРЖАНИЕ

<b>Введение</b>	3
<b>Общие вопросы теории межпланетного полета</b>	6
Полеты в случае упрощенной модели планетных орбит	6
Эффект эллиптичности и наклонов орбит планет	11
Учет притяжения Земли	13
Учет притяжения планеты-цели	16
Приближенный метод расчета траектории	17
Запуск искусственного спутника планеты	19
Немного ракетодинамики	21
Полеты с малой тягой	23
<b>Прямые полеты к далеким планетам</b>	25
Достижение Юпитера	25
Вход в атмосферу Юпитера	27
Искусственный спутник Юпитера	28
Полеты на естественные спутники Юпитера	30
Полеты к Сатурну, Урану, Нептуну, Плутону	31
Полеты к планетам-гигантам с малой тягой	33
<b>Пертурбационные маневры</b>	36
Через Юпитер — к Солнцу	36
Вылет из плоскости эклиптики через Юпитер	39
Через Юпитер или Сатурн — к комете Галлея	41
Многопланетные полеты	44
Многопланетные полеты с использованием двигателей малой тяги	49
<b>Полеты в запланетную область</b>	52
Прямые полеты и полеты через Юпитер	52
Активный маневр вблизи Солнца	54
Маневр вблизи Солнца с облетом Юпитера и Сатурна	56
<b>Исследование далеких планет</b>	58
Экспедиции к далеким планетам	58
Исследования планет юпитерианской группы	60
Первые полеты к Юпитеру	62

*ЛЕВАНТОВСКИЙ Владимир Исаакович*

### МЕХАНИКА ПОЛЕТА К ДАЛЕКИМ ПЛАНЕТАМ

Редактор Р. Г. Базурин. Обложка Б. Л. Резникова. Худож. редактор В. Н. Ко-  
нюхов. Техн. редактор И. Г. Федотова. Корректор В. И. Гуляева.

А 06802. Индекс заказа 44205. Сдано в набор 14/II 1974 г. Подписано к печати  
16/IV 1974 г. Формат бумаги 84×108<sup>1</sup>/<sub>32</sub>. Бумага типографская № 3. Бум. л. 1.0.  
Печ. л. 2.0. Усл. печ. л. 3.36. Уч.-изд. л. 3.17. Тираж 50 130 экз. Издательство  
«Знание». 101835, Москва, Центр, проезд Серова, д. 3/4. Заказ 335. Типография  
Всесоюзного общества «Знание». Москва, Центр, Новая пл., д. 3/4,  
Цена 10 коп.

10 коп.

Индекс 70101