

Часть четвертая

МЕЖПЛАНЕТНЫЕ ПОЛЕТЫ

Глава 13

МЕЖПЛАНЕТНЫЕ ПОЛЕТЫ С БОЛЬШОЙ ТЯГОЙ

§ 1. Главные особенности межпланетного полета

В предыдущих частях мы рассматривали полеты космических аппаратов в пределах сферы действия Луны. При этом объектами исследования являлись околоземное космическое пространство, Луна и окололунное пространство. Отныне нам придется заниматься полетами аппаратов, вышедших на межпланетный простор. Можно сказать, что до сих пор мы ограничивались каботажным космическим плаванием, теперь же нам предстоит выход в открытый космос с его колоссальными расстояниями и длительностями перелетов.

Объектами исследования должны стать многочисленные тела Солнечной системы: ее центральное тело — Солнце (по существу, ближайшая к нам звезда); 8 «больших» планет (все планеты, не считая Земли); 42 открытых к настоящему времени спутника планет (1 спутник у Земли, 2 у Марса, 14 у Юпитера, 17 у Сатурна, 5 у Урана, 2 у Нептуна, 1 у Плутона; здесь учтены спутник Юпитера и спутники Сатурна, открытые в 1979 г. космическими аппаратами); десятки тысяч «малых» планет, или астероидов; множество комет; бесчисленное количество метеорных тел — пылинок, песчинок и небольших глыб. Все эти тела могут изучаться разнообразными астронавтическими методами. Наконец, объектами исследования являются материя и излучения в самом межпланетном пространстве.

Все большие планеты движутся вокруг Солнца по эллипсам, причем их плоскости движения довольно слабо наклонены к плоскости орбиты Земли (*плоскости эклиптики*). Наиболее отклонены от плоскости эклиптики орбиты ближайшей к Солнцу и наиболее удаленной от него планет — Меркурия и Плутона. Они же имеют и наибольшие эксцентриситеты.

В таблицах 3 и 4 приведены данные об орбитах планет и некоторых их физических характеристиках, которые нам могут в дальнейшем понадобиться. Для полноты приведены значения, относящиеся к Луне и Солнцу. Таблицы частично составлены по имеющимся источникам, частично вычислены по ним указанным ниже образом.

Столбцы 2, 4, 7—10 табл. 3 заимствованы из Постоянной части «Астрономического календаря» [4.1]. Указанное в столбце 3 значение

Таблица 3. Элементы орбит планет и Луны

Небесное тело	Среднее расстояние от Солнца $R_{пл}$		Сидерический период обращения, годы сут	Средняя орбитальная скорость		Средний синодический период, сут	Средняя угловая скорость движения по орбите, град/сут	Эксцентриситет	Наклон к эклиптике, град
	а е.	млн. км		$V_3=1$	км/с				
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Меркурий	0,38710	57,909	87,970	1,6073	47,873	115,88	4,0923	0,20563	7,004
Венера	0,72333	108,209	224,701	1,1758	35,021	583,92	1,6021	0,00679	3,394
Земля	1,00000	149,59787	1 0,006	1	29,785	—	0,9856	0,01672	—
Марс	1,52369	227,941	1 321,730	0,8101	24,129	779,94	0,5240	0,09338	1,850
Юпитер	5,20280	778,328	11 314,84	0,4384	13,058	398,88	0,0831	0,04845	1,306
Сатурн	9,53884	1426,99	29 166,98	0,3238	9,644	378,09	0,0335	0,05565	2,491
Уран	19,19098	2870,93	84 007,45	0,2282	6,799	369,66	0,0117	0,04724	0,773
Нептун	30,0707	4498,51	164 280,30	0,1824	5,432	367,48	0,0060	0,00858	1,774
Плутон	39,52	5912	247 255,1	0,1591	4,739	366,72	0,0040	0,25344	17,140
Луна		0,3844 (от Земли)	27,322		1,018	29,531	13,176	0,05490	5,145 (среднее)

Таблица 4. Физические и космодинамические характеристики планет, Луны и Солнца

Небесное тело	Отношение массы Солнца к массе небесного тела	Гравитационный параметр K , км ³ /с ²	Средний радиус сферы действия, млн. км	Средний радиус сферы влияния, млн. км	Средний радиус r^* , км	Скорость освобождения на поверхности * $v_{осв}$, км/с	Ускорение силы тяжести на поверхности без учета вращения, в ед. g	Период вращения вокруг осн	Наклон экватора к орбите
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Меркурий	6023600	22032	0,112	0,366	2439	4,250	0,38	58,6 сут	(0)°
Венера	408523,5	324858,8	0,616	1,677	6050	10,363	0,90	243,16 сут	176°
Земля	332946,0	398600,5	0,925	2,482	6371	11,186	1,00	23 ч 56 мин 04 с	23°27'
Марс	3098710	42828,29	0,577	1,798	3388	5,028	0,38	24 ч 37 мин 23 с	24°48'
Юпитер	1047,355	126712000	48,21	88,14	69400	60,43	2,68	9 ч 50,5 мин	3°7'
Сатурн	3498,5	37934100	54,56	108,10	57800	36,23	1,16	10 ч 14,5 мин	26°45'
Уран	22869	5803160	51,80	116,32	25170	21,47	0,93	?	98,0°
Нептун	19314	6871308	86,84	192,82	24540	23,66	1,16	?	29°
Плутон		~1040 (?)	3,4	13,5	1350	1,54	0,06	?	?
Луна		4902,79	0,066	0,102	1737	2,376	0,165	27,322 сут	6°40,7' (средний)
Солнце	1	1,32712438 × 10 ¹¹	9 · 10 ⁶		696000	618	27,9	25,38 сут (на экваторе)	7°15' (к эклиптике)

среднего расстояния Земли от Солнца (астрономическая единица) соответствует утвержденному на 16-й Генеральной Ассамблее Международного Астрономического Союза в Гренобле (Франция), состоявшейся в 1976 г., и приведенному в книге [4.2]. В соответствии с ним вычислены остальные значения в столбце 3. Столбцы 5 и 6 вычислены по формуле

$$V_{пл} = \sqrt{K/R_{пл}} = V_3 \sqrt{R_3/R_{пл}} = V_3 \sqrt{1/R_{пл.а.е.}},$$

где под последним корнем стоят обратные значения величин из столбца 2 (массы планет не учитываются). Полезно запомнить значение средней орбитальной скорости Земли $V_3 = 29,785$ км/с, которое будет положено в основу последующих расчетов.

В табл. 4 столбец 2 соответствует системе планетных масс, принятой на 16-й Генеральной Ассамблее МАС [4.2]¹⁾, а столбец 2 вычислен из столбца 1 в соответствии со значением K для Солнца, утвержденным на 16-й Ассамблее. Столбцы 4 и 5 вычислены по формулам (14) и (14а) в § 7 гл. 2 по данным столбцов 3 табл. 3 и 2 табл. 4. Столбцы 6, 9 и 10 заимствованы из [4.1]. Столбец 7 вычислен по данным столбцов 3 и 6 с помощью формулы $v_{осв}^* = \sqrt{2K/r^*}$. (Звездочками мы в дальнейшем будем обозначать величины на поверхностях небесных тел, т. е. в точке со средним радиусом r^* .) Величины в столбце 8 найдены по данным тех же столбцов из выражения $(K/r^{*2})/g$ ($g=9,81$ м/с²).

Существует бесчисленное количество траекторий, по которым может быть совершен перелет с Земли к какой-либо планете Солнечной системы. Эти траектории различны по форме, по продолжительности перелета, по необходимым энергетическим затратам на единицу полезной нагрузки (или, что то же, по величине скорости отлета), по требованиям к точности системы управления, по дальности радиосвязи, по физическим условиям в окружающем пространстве. Все эти факторы не равнозначны, и их роль существенно изменяется в зависимости от целей космического эксперимента, в зависимости от того, совершается ли полет автоматического исследовательского аппарата или речь идет о полете межпланетного корабля с людьми на борту.

В этой главе мы рассмотрим общие закономерности движения космических аппаратов, предназначенных для автоматического исследования планет и выводимых на траекторию полета с помощью ракет большой тяги. Прежде всего, нас будет интересовать вопрос о том, каково наименьшее значение скорости отлета с Земли, обеспечивающее достижение планеты-цели.

Как и при изучении траекторий полетов к Луне, мы будем применять приближенный метод расчетов. Всю пассивную траекто-

¹⁾ За исключением значения K для Плутона, выбранного в соответствии с [4.3].

рию полета разобьем на три участка: 1) от точки выключения двигателя, расположенной на высоте нескольких сот километров над Землей, до границы сферы действия Земли, 2) от этой границы до границы сферы действия планеты-цели; 3) внутри сферы действия планеты-цели. Радиусы сфер действия планет указаны в табл. 4. Обратим внимание на колоссальные размеры сфер действия планет юпитерианской группы (Юпитер и последующие планеты до Нептуна включительно). Эти размеры объясняются как большими массами планет, так и их удаленностью от Солнца. Фактически возмущающее влияние этих планет (особенно Юпитера) сказывается на гораздо больших расстояниях, но, оставаясь в рамках приближенного метода, мы будем им пренебрегать вне сфер действия. Радиусы сфер действия Венеры и Марса одинаковы: Венера обладает гораздо более мощным полем тяготения, но оно сильнее стеснено близостью Солнца. Очень мала сфера действия Меркурия (малая масса и соседство Солнца); ее радиус меньше радиуса орбиты Луны.

Предполагается, что на первом из упомянутых выше трех участков полета космического аппарата на него действует одно лишь притяжение Земли, на втором — только притяжение Солнца, на третьем — только притяжение планеты-цели. Разумеется, никаких непроницаемых для тяготения границ на самом деле в мировом пространстве нет, и, пользуясь приближенным методом, мы совершаем какую-то ошибку, но ошибка эта для наших целей совершенно несущественна. Приближенный метод позволяет с достаточной точностью оценить величину начальной скорости и продолжительность перелета.

§ 2. Движение внутри сферы действия Земли

Рассмотрим подробнее движение на первом из перечисленных выше участков — от момента старта до пересечения границы сферы действия Земли. Это движение может рассматриваться с разных точек зрения, в двух различных системах отсчета.

На рис. 116, а схематично показана *геоцентрическая траектория* космического аппарата от момента старта до выхода из сферы действия Земли, т. е. траектория в системе координат с началом в центре Земли и осями, перемещающимися поступательно вместе с Землей (оси постоянно направлены на одни и те же «неподвижные» звезды). Одновременно в системе координат с началом в центре Солнца и осями, направленными на «неподвижные» звезды, аппарат описывает *гелиоцентрическую траекторию*, показанную на рис. 116, б. За несколько дней, в течение которых космический аппарат покрывает расстояние до границы сферы действия Земли, сама Земля проходит в движении вокруг Солнца многие миллионы километров (за одни сутки Земля покрывает 2,6 млн. км), перейдя из точки Z_0 своей орбиты в точку Z_1 .

В случае, изображенном на верхнем рис. 116, космический аппарат обгоняет Землю, вследствие чего выходит из сферы действия Земли в ее передней, фронтальной части. На нижнем рис. 116 изображен случай, когда начальная геоцентрическая скорость сообщается в примерно противоположном направлении. Теперь космический аппарат в своем гелиоцентрическом движении отстает от Земли и выходит из сферы действия Земли в ее тыльной части.

В дальнейшем мы будем планетоцентрические (в частности, геоцентрические) скорости обозначать маленькой буквой v , а гелиоцентрические — большой буквой V . На рис. 116 показано построение с помощью векторного треугольника гелиоцентрической скорости выхода из сферы действия Земли $V_{\text{вых}}$ по геоцентрической скорости выхода $v_{\text{вых}}$ и скорости Земли V_3 в момент выхода из сферы действия (т. е. в положении Земли Z_1). Вектор гелиоцентрической скорости выхода полностью определяет гелиоцентрическое движение вне сферы действия Земли, которым мы займемся позднее.

Геоцентрическая траектория полета внутри сферы действия Земли, конечно, испытывает возмущения со стороны Солнца, но мы будем ими пренебрегать, учитывая, что возможная при этом ошибка отстывает на второй план по сравнению с отклонениями вследствие неизбежных ошибок при запуске, которые на последующем гелиоцентрическом движении вне сферы действия Земли скажутся гораздо существеннее [4.4]. Мы пренебрегаем при этом не солнечным притяжением, а его неоднородностью, т. е. наличием градиента солнечной гравитации. Мы считаем солнечное притяжение одинаковым во всем объеме сферы действия и неявно учитываем его. В самом деле, оно является причиной кривизны орбиты Земли ¹⁾

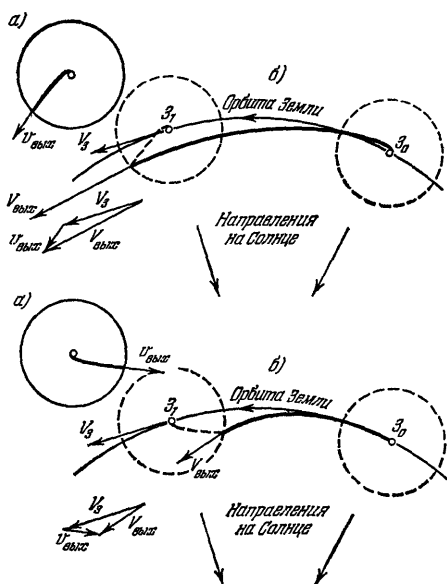


Рис 116. Движение внутри сферы действия Земли [а) геоцентрическое, б) гелиоцентрическое] при старте в сторону движения Земли (верхний рисунок) и при старте в сторону, примерно противоположную направлению движения Земли (нижний рисунок)

¹⁾ На рис. 116 кривизна для наглядности преувеличена.

(если бы не было Солнца, Земля двигалась бы по прямой линии), а эту кривизну мы принимаем во внимание, когда чертим вектор скорости Земли в точке Z_1 (он отличается от вектора скорости Земли в точке Z_0).

По мере удаления от Земли геоцентрическая скорость космического аппарата непрерывно падает. Ее величина $v_{\text{вых}}$ при выходе из сферы действия Земли находится по следующей формуле, которая вытекает из формулы (3а) или (12) (§§ 4, 5 гл. 2):

$$v_{\text{вых}}^2 = v_0^2 - \frac{2K}{r_0} \left(1 - \frac{r_0}{r_{\text{сф.д}}}\right) \quad \text{или} \quad v_{\text{вых}}^2 = v_0^2 - v_{\text{осв } 0}^2 \left(1 - \frac{r_0}{r_{\text{сф.д}}}\right). \quad (1)$$

Здесь $v_{\text{осв } 0}$ — значение параболической скорости в точке выключения двигателя, r_0 — расстояние этой точки от центра Земли, $r_{\text{сф.д}}$ — радиус сферы действия Земли. Так как второй член в скобках мал по сравнению с единицей, то для вычисления $v_{\text{вых}}$ обычно пользуются также приближенной формулой

$$v_{\text{вых}}^2 = v_0^2 - \frac{2K}{r_0} \quad \text{или} \quad v_{\text{вых}}^2 = v_0^2 - v_{\text{осв } 0}^2. \quad (2)$$

Иными словами, считают геоцентрическую скорость выхода $v_{\text{вых}}$ равной той скорости v_{∞} , которую бы имел космический аппарат в бесконечности, если бы никаких других притягивающих тел, кроме Земли, не было. Граница сферы действия Земли рассматривается как «местная бесконечность».

Погрешность, которую мы допускаем, пользуясь приближенной формулой (2), в значительной мере компенсируется другой погрешностью, а именно тем, что, пользуясь приближенным методом расчета траекторий, мы не учитываем возмущений со стороны Земли, сказывающихся на гелиоцентрическом движении космического аппарата вне сферы действия Земли.

В самом деле, допуская первую погрешность, мы занижаем скорость космического аппарата на границе сферы действия Земли и вносим определенное искажение в гелиоцентрическую скорость. Но это последнее искажение даже отчасти полезно, поскольку как бы соответствует той ошибке, которую мы допускаем, забывая о притяжении Земли сразу же после пересечения космическим аппаратом границы ее сферы действия. Если, например, выход из сферы действия Земли осуществляется в сторону движения Земли, то первая ошибка занижает гелиоцентрическую скорость, но ведь то же самое делало бы и земное возмущение вне сферы действия Земли. Впрочем, разница между значениями $v_{\text{вых}}$, вычисленными по разным формулам, невелика (особенно, если заменить сферу действия сферой влияния!) и вовсе сходит на нет с увеличением начальной скорости v_0 (например, при полетах к дальним планетам или к Солнцу).

Пользуясь приближенной формулой (2), в которой v_0 должно быть больше $v_{\text{осв } 0}$, мы предполагаем траекторию достижения гра-

ницы сферы действия Земли гиперболической. При движении внутри этой сферы по параболе и по эллипсу скорости $v_{\text{вых}}$ не обеспечат достижения даже ближайших планет Солнечной системы ¹⁾.

Не имеет существенного значения, в какой именно точке пересекается аппаратом граница сферы действия Земли. Межпланетные расстояния так велики, что по сравнению с ними мы можем пренебречь разницей между расстояниями от Солнца всех возможных точек пересечения и принять, что начальная точка гелиоцентрической траектории (совпадающая с точкой пересечения) находится на таком же расстоянии от Солнца, как и Земля. Важно точно соблюсти величину и направление выходной скорости $v_{\text{вых}}$, которые полностью определяют дальнейшее движение космического аппарата вне сферы действия Земли.

Существует бесчисленное количество гиперболических траекторий одна прямолинейная (вертикальная), двигаясь по которым космический аппарат пересечет границу сферы действия в заданном направлении с заданной скоростью относительно Земли $v_{\text{вых}}$ (рис. 117). Для выхода на каждую из этих траекторий требуется одна и та же величина начальной скорости, если только эта скорость сообщается на одной и той же высоте ²⁾. Однако самой выгодной траекторией, как мы знаем, является траектория с пологим начальным участком.

Между тем использование пологой траектории, как правило, оказывается невозможным вследствие невыгодного географического положения космодрома. Например, при старте из точки *A* приходится пользоваться крутой траекторией *1*. В этом случае выгодно вывести космический аппарат предварительно на орбиту спутника Земли. Когда аппарат достигнет заранее намеченной точки *B*, дополнительный импульс выведет его на траекторию *2* — гиперболу с вершиной (перигеем) вблизи точки *B*. Таким образом, крутой разгон заменятся двумя пологими разгонами в точках *C* и *B*.

Очевидно, спутник можно вывести на ту же промежуточную орбиту и в противоположном направлении. Тогда полет до границы

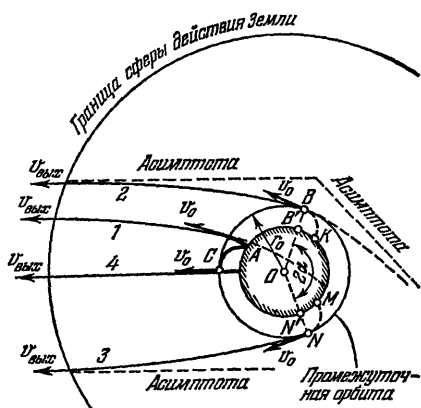


Рис. 117. Возможные траектории выхода к границе сферы действия Земли (утолщенные линии — активные участки траекторий).

¹⁾ Параболическая скорость на границе сферы действия Земли равна 0,928 км/с.

²⁾ Это видно из формул (1) и (2).

сферы действия Земли будет происходить по траектории 3 (рис. 117), на которую космический аппарат будет выведен в точке N .

Наконец, при старте из точек, не лежащих в плоскости чертежа, можно использовать круговые промежуточные орбиты, также не лежащие в этой плоскости. Плоскость каждой из этих орбит должна проходить через вертикаль 4. Тогда мы получим бесчисленное количество гиперболических траекторий, по которым космический аппарат после старта с борта спутника можно вывести к границе сферы действия Земли с одинаковыми векторами скорости. Все эти траектории лежат на поверхности вращения (рис. 118),

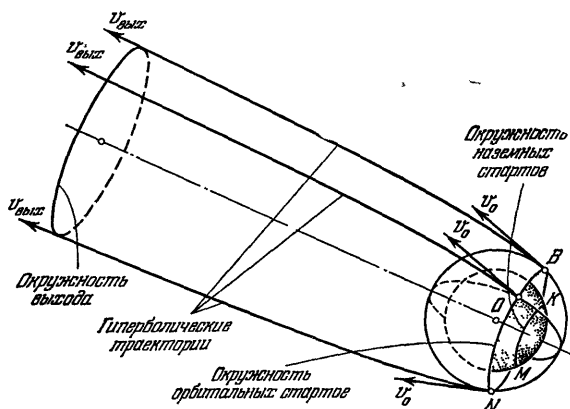


Рис. 118. Поверхность, образованная траекториями выхода к границе сферы действия Земли.

ось которой совпадает с самой невыгодной траекторией 4, показанной на рис. 117. Вблизи границы сферы действия Земли, где гиперболы все более распрямляются, эта поверхность является почти цилиндрической [4.5].

На границе сферы действия поверхность гиперболических траекторий вырезает окружность, в любой точке которой космический аппарат может покинуть сферу действия Земли с одной и той же по величине и направлению скоростью выхода. Дальнейшее движение (вне сферы действия Земли) будет происходить по одинаковым траекториям.

На другом конце поверхности находится окружность (назовем ее *окружностью орбитальных стартов* [4.5]), в любой точке которой космический аппарат может стартовать с борта спутника и направиться к границе сферы действия Земли. Плоскость этой окружности перпендикулярна к плоскости чертежа на рис. 117; окружность проходит через точки B и N . Размер окружности орбитальных стартов зависит только от величины выходной скорости $v_{\text{вых}}$ и высоты промежуточной круговой орбиты. Чем больше величина $v_{\text{вых}}$, тем больше этот размер. Он может быть охарактеризован углом

раствора конуса с вершиной в центре Земли, опирающегося на окружность орбитальных стартов (угол 2α на рис. 117). Для половины угла раствора можно вывести формулу

$$\cos \alpha = \frac{1}{1 + \left(\frac{v_{\text{внх}}}{v_{\text{кр}}}\right)^2}, \quad (3)$$

где $v_{\text{кр}}$ — скорость космического аппарата на промежуточной круговой орбите [4.5].

До сих пор мы в наших рассуждениях полностью игнорировали суточное вращение Земли. Между тем благодаря ему космодром, старт с которого в какой-то момент времени не может обеспечить пологую траекторию разгона, в другой момент суток может оказаться в точке, положение которой позволит подобный разгон.

Если бы, например, космодром оказался в точке K или в точке M (рис. 117), то выход на промежуточную орбиту был бы не нужен, так как оказался бы возможен выход на траекторию 2 (в точке B) или на траекторию 3 (в точке N) по показанным на рис. 117 пунктиром участкам выведения KB и MN .

Если все участки выведения считать одинаковой длины, то нетрудно сообразить, что точки земной поверхности, из которых можно вывести космический аппарат на пологую траекторию непосредственно (без периода пассивного орбитального полета), располагаются на некоторой окружности, проходящей через точки K и M . Назовем ее условно *окружностью наземных стартов*. Очевидно, эта окружность меньше проходящей через точки B' и N' проекции окружности орбитальных стартов (B' и N' — проекции точек B и N на земную поверхность). Центр этой окружности лежит на оси поверхности гиперболических траекторий.

Изображенная на рис. 118 геометрическая картина (совокупность поверхности гиперболических траекторий, окружности орбитальных стартов, окружности наземных стартов) ориентирована каким-то образом в мировом пространстве, а именно так, что ось поверхности гиперболических траекторий параллельна направлению вектора скорости выхода из сферы действия Земли. Эта ориентация зависит от взаимного расположения Солнца, Земли и планеты назначения и потому в течение нескольких суток почти не изменяется. Между тем Земля успевает за сутки сделать один оборот вокруг своей оси и определенные точки ее поверхности за это время дважды пересекают окружность наземных стартов. В каждый из этих моментов можно осуществить вывод космического аппарата на необходимую траекторию без использования промежуточной орбиты. Но поскольку окружность наземных стартов меньше проекции окружности орбитальных стартов, а последняя заведомо меньше большого круга земной сферы, то существуют обширные районы, ни одна точка которых в течение суток даже не коснется окружности назем-

ных стартов, а некоторые точки не подойдут и близко к ней. При старте с космодромов, расположенных в этих районах, необходимо использовать промежуточную орбиту, чтобы избежать больших гравитационных потерь. Для конкретного космодрома в каждый момент суток будет пригодна определенная промежуточная орбита.

На рис. 119, а для некоторого расположения окружности наземных стартов затушевана зона земной поверхности, в которой возможны пологие разгоны без выхода на промежуточную орбиту.

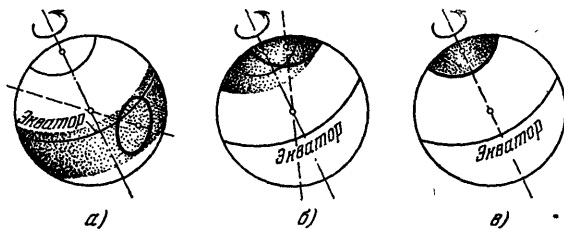


Рис. 119. Случай различного географического расположения окружности наземных стартов. Из затушеванной зоны возможен в течение суток пологий разгон без выхода на промежуточную орбиту.

Рис. 119, б соответствует частному случаю, не имеющему, вообще говоря, большого практического интереса, когда окружность наземных стартов охватывает один из географических полюсов. На рис. 119, в изображен еще более частный случай, когда окружность наземных стартов совпадает с географической параллелью. При этом пологий разгон без выхода на промежуточную орбиту возможен только для точек данной параллели. Мы здесь не входим в обсуждение вопроса о том, для каких целей исследования мирового пространства может понадобиться, чтобы геоцентрическая скорость выхода из сферы действия Земли была направлена к южному полюсу небесной сферы, как это изображено на рис. 119, в. (На рис. 119, а, б, в пунктирная линия, проходящая через центр окружности наземных стартов и центр Земли, является осью поверхности, изображенной на рис. 118, и указывает направление выхода из сферы действия Земли.)

Впервые старт с промежуточной орбиты был осуществлен 12 февраля 1961 г. при запуске советской автоматической станции «Венера-1».

§ 3. Гелиоцентрическое движение вне сферы действия Земли

Перейдем теперь ко второму участку пассивной траектории межпланетного полета, самому длинному и продолжительному.

Выше уже говорилось, как находится гелиоцентрическая скорость выхода из сферы действия, когда задано геоцентрическое

движение внутри нее. Эта скорость представляет собой начальную скорость последующего движения относительно Солнца (гелиоцентрическую скорость). Геоцентрическую скорость выхода $v_{\text{вых}}$ часто называют *добавочной скоростью*, так как «векторное» добавление ее к скорости Земли V_3 и дает гелиоцентрическую скорость $V_{\text{вых}}$. Характер задачи заставляет, как правило, поступать наоборот: по уже известной гелиоцентрической скорости методом векторного вычитания определяют добавочную скорость, а по ней — начальную скорость старта с помощью приближенной формулы (2).

В зависимости от величины гелиоцентрической скорости $V_{\text{вых}}$ выхода из сферы действия Земли гелиоцентрические орбиты могут быть эллиптическими, параболическими, гиперболическими и, в принципе, прямолинейными. В первом случае космический аппарат, покинув сферу действия Земли, превращается в *искусственную планету* или, что то же, *искусственный спутник Солнца*, во втором и третьем он навсегда покидает Солнечную систему.

На среднем расстоянии Земли от Солнца параболическая скорость $V_{\text{п}} = \sqrt{2K/R_3} = 29,785\sqrt{2} = 42,122$ км/с. Энергетически легче всего получить такую скорость, если геоцентрическая скорость выхода из сферы действия Земли $v_{\text{вых}}$ будет параллельна скорости Земли V_3 и направлена в ту же сторону. Тогда $V_{\text{п}} = V_3 + v_{\text{вых}}$, откуда $v_{\text{вых}} = V_{\text{п}} - V_3 = 42,122 - 29,785 = 12,337$ км/с. Так как высота отсечки двигателя в разных случаях бывает различной, то условимся считать ее во всех примерах равной нулю, т. е. будем приводить все начальные скорости к поверхности Земли. Тогда по формуле (2)

$$v_0 = \sqrt{v_{\text{вых}}^2 + v_{\text{осв}0}^2} = \sqrt{12,337^2 + 11,186^2} = \sqrt{277,33} = 16,653 \text{ км/с.}$$

Мы получили величину так называемой *третьей космической скорости*, обеспечивающей уход из Солнечной системы по параболе, касательной к орбите Земли. На высоте 200 км третья космическая скорость равна 16,539 км/с.

Чтобы выяснить основные закономерности межпланетных траекторий, мы рассмотрим для простоты семейство гелиоцентрических орбит, касательных к орбите Земли. Эти орбиты получаются в том случае, когда геоцентрическая скорость выхода из сферы действия Земли $v_{\text{вых}}$ совпадает по направлению со скоростью Земли или прямо противоположна ей. Мы уже рассмотрели один подобный случай — уход по параболе из Солнечной системы, когда $V_{\text{вых}} = V_{\text{п}}$.

При значениях же $V_{\text{вых}}$, меньших $V_{\text{п}}$, мы получаем орбиты искусственных планет. При этом возможны следующие случаи:

- 1) $v_{\text{вых}}$ совпадает по направлению со скоростью Земли V_3 ; тогда $V_{\text{вых}}$ больше V_3 и орбита искусственной планеты расположена вне орбиты Земли (рис. 120, а); ее перигелий находится на орбите Земли;
- 2) $v_{\text{вых}} = 0$; тогда $V_{\text{вых}} = V_3$ и орбита искусственной планеты совпадает с орбитой Земли (рис. 120, б);

3) $v_{\text{вых}}$ направлена в сторону, прямо противоположную скорости Земли V_3 ; тогда $V_{\text{вых}}$ меньше V_3 и орбита искусственной планеты расположена внутри орбиты Земли (рис. 120, в); ее афелий находится на орбите Земли;

4) $v_{\text{вых}} = V_3$, причем $v_{\text{вых}}$ прямо противоположна V_3 ; тогда $V_{\text{вых}} = 0$ и орбита искусственной планеты вырождается в радиальную прямую падения на Солнце, которое продолжается 64 сут (рис. 120, г).

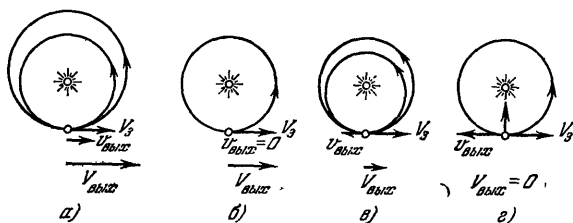


Рис. 120. Гелиоцентрические траектории в четырех характерных случаях выхода из сферы действия Земли.

В первом случае, если только $v_{\text{вых}}$ достаточна по величине, орбиты могут служить путями к внешним планетам — Марсу, Юпитеру и другим.

Во втором случае граница сферы действия Земли достигается при отлете с Земли в вертикальном направлении с эллиптической начальной скоростью 11,148 км/с, если производить расчет по формуле (1), или с параболической скоростью 11,186 км/с, если считать по формуле (2). Разница, казалось бы, невелика, но все дело в том, что если придать телу параболическую скорость 11,186 км/с, то оно на расстоянии 925 000 км будет иметь скорость 0,926 км/с, что очень далеко от нуля. Приближенной формулой (2) в этом случае пользоваться нельзя. Орбиту искусственной планеты в масштабах Солнечной системы можно считать в данном случае совпадающей с орбитой Земли. При старте с параболической геоцентрической скоростью, когда $V_{\text{вых}}$ на 0,926 км/с больше V_3 , искусственная планета в своем афелии отстоит от орбиты Земли на 0,14 а. е., т. е. на 21 млн. км. Не учтенные здесь возмущения со стороны Земли фактически приблизят орбиту искусственной планеты к орбите Земли.

В третьем случае орбиты при достаточной величине $v_{\text{вых}}$ могут служить путями к Венере, Меркурию и окрестностям Солнца.

В четвертом случае из условия $v_{\text{вых}} = V_3 = 29,785$ км/с вытекает величина начальной скорости $v_0 = \sqrt{29,785^2 + 11,186^2} = 31,816$ км/с. Эту скорость иногда называют *четвертой космической скоростью* [4.6]. «Упасть на Солнце» оказывается во много раз труднее, чем по-

кинуть навсегда поле его тяготения ¹⁾. Еще более трудным был бы вывод космического аппарата на такую орбиту, по которой он обращался бы вокруг Солнца в направлении, обратном движению Земли и других планет. Для этого скорость $v_{\text{вых}}$ должна быть направлена противоположно скорости Земли и превышать 31,8 км/с.

Таблица 5. Четыре космические скорости

Скорость	Первая	Вторая	Третья	Четвертая
На поверхности Земли, км/с	7,910	11,186	16,653	31,816
На высоте 200 км, км/с	7,788	11,015	16,539	31,756
Импульс схода с орбиты высотой 200 км, км/с	0	3,227	8,751	23,968
Геоцентрическая скорость выхода из сферы действия Земли (v_{∞}), км/с	—	0	12,337	29,785
Гелиоцентрическая скорость выхода из сферы действия Земли, км/с	0	29,785	42,122	0
«Удельная энергия» на поверхности Земли, км ² /с ²	—62,565	0	152,20	887,15
«Удельная энергия» на высоте 200 км, км ² /с ²	—60,661	0	152,20	887,15

В таблице 5 сведены воедино значения четырех космических скоростей, с которыми мы успели познакомиться. Отдельно указаны приращения скоростей при сходе с околоземной орбиты высотой 200 км.

§ 4. Гомановские и параболические перелеты

Примем упрощенную модель планетных орбит: будем считать орбиты всех планет круговыми, лежащими в плоскости эклиптики. Такое предположение позволяет выявить важные качественные закономерности и очень полезно, пока не ставится цель — точно спроектировать конкретный межпланетный перелет.

Будем называть орбиту искусственной планеты, ведущую к орбите определенной планеты-цели, *орбитой перехода*. Чем больше $v_{\text{вых}}$, тем больше эксцентриситет орбиты искусственной планеты и

¹⁾ В качестве курьеза уместно вспомнить, что в одном из американских фантастических рассказов космонавт падает на Солнце и гибнет ... из-за нечаянной ошибки управления.

тем сильнее в первом из рассмотренных выше четырех случаев афелий орбиты перехода удаляется от Солнца, а в третьем — ее перигелий приближается к Солнцу. При определенном значении $v_{\text{вых}}$ афелий в первом случае и перигелий в третьем оказываются на орбитах внешней или внутренней (по отношению к орбите Земли) планеты-цели: орбиты перехода и планеты-цели касаются. Дальнейшее увеличение скорости выхода из сферы действия Земли приводит к пересечению орбиты перехода и орбиты цели.

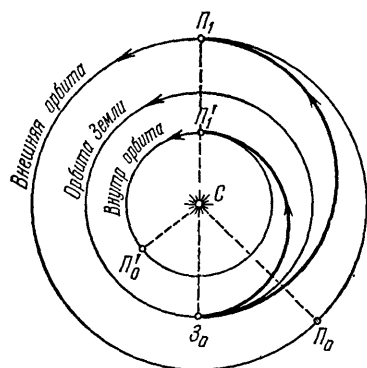


Рис. 121. Гомановские траектории перелета (С, З, П, П — Солнце, Земля, внешняя и внутренняя планеты, 0 и 1 — индексы начала и конца перелета). Углы начальной конфигурации — Z_0CP_0 и Z_0CP_1 .

Нетрудно сообразить, что если бы орбита перехода не касалась орбиты Земли, а при том же значении $v_{\text{вых}}$ пересекала ее, то цель не была бы достигнута, так как вектор скорости $v_{\text{вых}}$ худшим образом складывался бы (векторно) с вектором скорости Земли. Таким образом, минимальное значение добавочной скорости $v_{\text{вых}}$ и, следовательно, скорости отлета с Земли, определяемой по формуле

$$v_0 = \sqrt{v_{\text{вых}}^2 + v_{\text{осв } 0}^2} \quad (4)$$

соответствует орбите перехода, касающейся одновременно орбиты Земли и орбиты планеты-цели. Такая орбита называется гомановской, а также

полуэллиптической или котангенциальной (рис. 121).

В табл. 6 приведены необходимые для достижения планет значения минимальных скоростей отлета с Земли (с поверхности и с высоты 200 км), вычисленные по формуле (4), а также соответствующие скорости схода с промежуточной околоземной орбиты, расположенной на высоте 200 км, дополняющие круговую скорость на этой высоте 7,789 км/с до необходимой. Входящая в формулу (4) величина $v_{\text{вых}}$ находится из соотношений

$$v_{\text{вых}} = V_{\text{вых}} - V_Z \text{ для внешних планет} \quad (5)$$

и

$$v_{\text{вых}} = V_Z - V_{\text{вых}} \text{ для внутренних планет} \quad (5')$$

или в общем случае (не только для орбит перехода, касающихся орбиты Земли) в векторном виде

$$v_{\text{вых}} = V_{\text{вых}} - V_Z.$$

Величину $V_{\text{вых}}$ можно вычислить из уравнения для эллиптического движения (см. формулу (9) в § 5 гл. 2):

$$V_{\text{вых}} = \sqrt{K \left(\frac{2}{R_3} - \frac{1}{a} \right)}, \quad (6)$$

где K — гравитационный параметр Солнца, а a — большая полуось орбиты перехода. Но $a = (R_3 + R_{\text{пл}})/2$. Подставив в (6), после приведения к общему знаменателю найдем

$$V_{\text{вых}} = \sqrt{\frac{2K}{R_3}} \sqrt{\frac{R_{\text{пл}}}{R_3(R_3 + R_{\text{пл}})}}. \quad (7)$$

Вспомнив, что $\sqrt{2K/R_3} = \sqrt{2}V_3 = 42,122$ км/с, и выразив радиусы планет в астрономических единицах, получим

$$V_{\text{вых}} = 42,122 \sqrt{\frac{R_{\text{пл}}}{1 + R_{\text{пл}}}} \text{ км/с}. \quad (8)$$

С помощью формулы (8) и столбца 2 табл. 6 мы заполним столбец 6 табл. 6. Затем с помощью предыдущих формул заполнятся и столбцы 5, 2, 3, 4.

Продолжительность $T_{\text{гом}}$ перелета по гомановской траектории (столбцы 8 и 9 табл. 6) вычисляется как половина полного периода обращения искусственной планеты, определяемого по формуле (5) в § 5 гл. 2:

$$T_{\text{гом}} = \frac{\pi}{\sqrt{K}} \sqrt{\left(\frac{R_3 + R_{\text{пл}}}{2} \right)^3}. \quad (9)$$

Будем выражать расстояния в а. е., а время в звездных годах. Тогда для Земли из формулы для полного периода обращения¹⁾

$$P = \frac{2\pi}{\sqrt{K}} \sqrt{a^3}$$

найдем

$$1 = \frac{2\pi}{\sqrt{K}} \sqrt{1^3}, \text{ т. е. } \sqrt{K} = 2\pi.$$

Отсюда

$$T_{\text{гом}} = \frac{\sqrt{2}}{8} \sqrt{(1 + R_{\text{пл}})^3} = 0,1767767 \sqrt{(1 + R_{\text{пл}})^3} \text{ звездных лет}, \quad (10)$$

¹⁾ Строго говоря, следует учесть общую массу Земли и Луны m , т. е. писать вместо \sqrt{fM} выражение $\sqrt{f(M+m)}$, где M — масса Солнца. Но $m = 0,000003 M$. Столь большая точность нам не нужна.

Таблица 6. Гомановские траектории полетов к планетам, Солнцу и Луне

Небесное тело	Начальная скорость, км/с			Геоцентрическая скорость выхода из сферы действия Земли $V_{\text{вых}}$ км/с	Гелиоцентрическая скорость выхода из сферы действия Земли $V_{\text{вых}}$ км/с	Скорость подлета к орбите цели $V_{\text{вх}}$ км/с	Продолжительность перелета		Угол начальной конфигурации, град	Время от момента старта до нижнего соединения или противостояния, сут
	У поверхности Земли	На высоте 200 км	Сход с орбиты высотой 200 км				суток	звездных лет		
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
Меркурий	13,486	13,344	5,556	7,533	22,252	57,484	105,5	0,29	-251,7	81,0
Венера	11,461	11,294	3,506	2,496	27,289	37,727	146,1	0,34	-54,1	87,8
Марс	11,567	11,401	3,613	2,945	32,729	21,480	258,9	0,71	44,3	96,0
Юпитер	14,228	14,093	6,305	8,792	38,577	7,415	997,5	2,73	97,1	107,6
Сатурн	15,198	15,073	7,285	10,289	40,074	4,201	2 209,1	6,05	106,0	111,3
Уран	15,887	15,766	7,978	11,281	41,066	2,140	5 858,1	16,04	111,5	114,5
Нептун	16,154	16,035	8,247	11,654	41,439	1,378	11 182,8	30,62	112,9	115,3
Плутон	16,270	16,152	8,364	11,814	41,599	1,053	16 654,3	45,60	113,4	115,5
Солнце	29,151	29,085	21,297	26,919	2,866	616	65,05	0,18	—	—
Луна	11,09	10,9	3,1	—	—	0,2	5	0,014	—	—

если $R_{\text{пл}}$ выражено в а. е., или (звездный год содержит 365,25636 средних солнечных суток)

$$T_{\text{гом}} = 64,5688 \sqrt{(1 + R_{\text{пл}})^3} \text{ сут.} \quad (10')$$

В частности, полет по гомановской траектории к точке поверхности Солнца, противоположной Земле, отстоящей от центра Солнца на расстоянии 0,00465 а. е., должен продолжаться 65,02 сут. Необходимая для этого скорость отлета с Земли 29,151 км/с (см. табл. 6) есть *минимальная скорость, обеспечивающая достижение Солнца*. Она мало отличается от четвертой космической скорости. Полет с четвертой космической скоростью до центра Солнца ($R_{\text{пл}}=0$ в формуле (10')) продолжается 64,57 сут.

Повторяя рассуждения § 6 гл. 5, мы приходим к понятию *начальной конфигурации* Земли и планеты назначения относительно Солнца, позволяющей совершить заданный перелет. Для гомановского перелета угловая дальность равна 180° , и угол начальной конфигурации ψ (столбец 10 табл. 6) определяется по формуле

$$\psi = 180^\circ - \alpha, \quad (11)$$

где α — дуга орбиты, проходимая планетой назначения за время перелета (находится умножением столбца 8 табл. 3 на столбец 8 табл. 6). Для внутренних планет угол ψ отрицателен: эти планеты в момент старта находятся позади Земли, а не впереди нее, как внешние планеты.

Начальная конфигурация наступает за определенное время (столбец 11 табл. 6) до того момента, как внутренняя планета «догонит» Землю и окажется на линии Солнце — Земля («нижнее соединение») или Земля «догонит» внешнюю планету и окажется на линии Солнце — планета («противостояние»). Это время τ находится по формуле

$$\tau = \frac{\psi}{\omega_3 - \omega_{\text{пл}}},$$

где ω_3 и $\omega_{\text{пл}}$ — дуги, проходимые Землей и планетой назначения за сутки (столбец 8 табл. 3). Начальная конфигурация (как и другая, произвольная, конфигурация) повторяется через синодический период (столбец 7 табл. 3), определяемый по формуле $P_{\text{синод}} = P_{\text{пл}} P_3 / |P_{\text{пл}} - P_3|$ (§ 6 гл. 5).

В табл. 7 приведены аналогичные данные для полетов к внешним планетам с начальной третьей космической скоростью $v_0 = 16,653$ км/с (у поверхности Земли) и выходными скоростями $v_{\text{вых}} = 12,337$ км/с, $V_{\text{вых}} = 42,122$ км/с.

Продолжительность перелета находится по формуле (приводим без вывода)

$$T_{\text{п}} = \frac{V\sqrt{2}}{V_K} R_3 \sqrt{\frac{R_{\text{пл}}}{R_3} - 1} \left[1 + \frac{1}{3} \left(\frac{R_{\text{пл}}}{R_3} - 1 \right) \right]. \quad (12)$$

Таблица 7. Параболические траектории полетов к планетам и Луне

Небесное тело	Скорость подлета к орбите цели $V_{вх}$, км/с	Продолжительность перелета		Угловая дальность θ , град	Угол начальной конфигурации ψ , град	Время от момента старта до противостояния τ , сут
		сут	зв. годы			
1	2	3	4	5	6	7
Марс	34,124	69,9	0,19	71,8	35,2	76,3
Юпитер	18,467	404,7	1,11	128,0	94,4	104,0
Сатурн	13,639	924,0	2,53	142,2	111,2	116,8
Уран	9,615	2476,8	6,78	153,6	124,6	127,9
Нептун	7,682	4738,8	12,97	159,0	130,6	133,3
Плутон	6,702	7061,8	19,33	161,7	133,5	136,0
Луна	1,440	2		165,2	—	—

Если измерять расстояния в астрономических единицах, а время в звездных годах, то

$$T_{\pi} = \frac{\sqrt{2}}{2\pi} \sqrt{R_{\text{пл}} - 1} \left[1 + \frac{1}{3} (R_{\text{пл}} - 1) \right] = 0,22508 \sqrt{R_{\text{пл}} - 1} \left[1 + \frac{1}{3} (R_{\text{пл}} - 1) \right] \text{ звездных лет} \quad (12')$$

или

$$T_{\pi} = 82,212 \sqrt{R_{\text{пл}} - 1} \left[1 + \frac{1}{3} (R_{\text{пл}} - 1) \right] \text{ сут.} \quad (12'')$$

Угловая дальность θ в случае параболического перелета (столбец 5 табл. 7) равна

$$\theta = 2 \arccos \sqrt{1/R_{\text{пл.а.е.}}}$$

При сравнении данных столбца 9 табл. 6 и столбца 4 табл. 7 бросается в глаза большой выигрыш во времени, которым отличаются параболические перелеты от гомановских.

При чтении последующих глав полезно время от времени обращаться к табл. 6 и 7. При этом следует помнить, что данные табл. 6 и 7 (а также табл. 8—11) относятся к упрощенной модели планетных орбит. Подлинные характеристики космических операций всегда будут хуже (а для планет, чьи орбиты имеют сильный наклон и эксцентриситет, как правило, значительно хуже). И все же эти таблицы очень полезны для ориентировочных оценок.

§ 5. Движение внутри сферы действия планеты-цели

Определим прежде всего планетоцентрическую скорость входа $v_{вх}$ космического аппарата в сферу действия планеты.

Если перелет совершается по гомановской траектории, то за гелиоцентрическую скорость входа в сферу действия планеты мы можем принять гелиоцентрическую скорость подлета к орбите планеты-цели, совпадающую по направлению с орбитальной скоростью планеты. Скорость подлета меньше орбитальной скорости планеты при полете к внешним планетам (Марс, Юпитер и т. д.) и больше нее при полете к внутренним планетам (Венера и Меркурий). Поэтому вход в сферу действия совершается с фронтальной стороны для внешней планеты (планета догоняет космический аппарат) и с тыльной стороны для внутренней (аппарат догоняет планету). Соответственно планетоцентрическая скорость входа для внешних планет определяется по формуле

$$v_{вх} = V_{пл} - V_{вх},$$

а для внутренних — по формуле

$$v_{вх} = V_{вх} - V_{пл}.$$

В общем случае (перелет — не обязательно гомановский) справедливо векторное соотношение

$$\mathbf{v}_{вх} = \mathbf{V}_{вх} - \mathbf{V}_{пл}.$$

Если обозначить угол между векторами $\mathbf{V}_{вх}$ и $\mathbf{V}_{пл}$ буквой θ , то, построив треугольник скоростей, по теореме косинусов получим

$$v_{вх}^2 = V_{вх}^2 + V_{пл}^2 - 2V_{вх}V_{пл} \cos \theta. \quad (13)$$

Здесь $V_{вх}$ найдется из закона сохранения энергии:

$$V_{вх}^2 = V_0^2 - \frac{2K}{R_3} \left(1 - \frac{R_3}{R_{вх}} \right), \quad (14)$$

где K — гравитационный параметр Солнца, V_0 — начальная гелиоцентрическая скорость выхода из сферы действия Земли, $R_3 = 1$ а. е. — соответствующее начальное расстояние от Солнца, $R_{вх} = R_{пл}$ — расстояние от Солнца в момент входа в сферу действия планеты-цели, которое можно принять за радиус орбиты планеты. Если считать орбиту планеты-цели круговой, то угол θ совпадает с углом α между вектором скорости $\mathbf{V}_{вх}$ и трансверсалью и может быть найден из закона сохранения момента количества движения

$$R_0 V_0 \cos \alpha_0 = R_{пл} V_{вх} \cos \alpha$$

(см. уравнение (7) в § 5 гл. 2). Это соотношение справедливо для произвольной орбиты перелета.

Если же траектория перелета касается орбиты Земли, то $\alpha_0=0$ и

$$\cos \theta = R_3 V_0 / (R_{\text{пл}} V_{\text{вх}}). \quad (15)$$

Если, кроме того, она касается еще и орбиты планеты-цели, то $\theta=0$ и

$$V_{\text{вх}} = V_0 \frac{R_3}{R_{\text{пл}}} = \frac{V_0}{R_{\text{пл.а.е.}}}. \quad (16)$$

По формуле (16) и был вычислен столбец 7 табл. 6.

В случае отлета с Земли с третьей космической скоростью 16,653 км/с гелиоцентрическая скорость подлета к сфере действия любой внешней планеты равна $V_{\text{вх}} = V_{\text{пл}} \sqrt{2}$ (если считать орбиты планет круговыми). Поэтому по формуле (13)

$$v_{\text{вх}} = V_{\text{пл}} \sqrt{3 - 2\sqrt{2} \cos \theta}.$$

Можно доказать ¹⁾, что $\cos \theta = V_{\text{пл}}/V_3$ и потому

$$v_{\text{вх}} = V_{\text{пл}} \sqrt{3 - 2\sqrt{2} \frac{V_{\text{пл}}}{V_3}}. \quad (17)$$

Теперь легко вычисляется столбец 2 табл. 9 по столбцам 5 и 6 табл. 3.

Входная планетоцентрическая скорость всегда оказывается больше параболической, соответствующей полю тяготения планеты, на границе сферы действия. В случае полета к Марсу или Венере даже с минимальными скоростями (см. главы 16 и 17) планетоцентрическая скорость входа примерно втрое превышает параболическую скорость. При полетах к другим планетам это превышение еще больше [4.7]. Поэтому *планетоцентрическая траектория внутри сферы действия любой планеты всегда является гиперболой*, вследствие чего космический аппарат после входа в сферу действия должен неизбежно через некоторое время покинуть ее, если только на своем пути он не встретит планету или хотя бы ее атмосферу. После выхода из сферы действия гелиоцентрическое движение космического аппарата происходит уже по новой кеплеровой орбите.

Чтобы стало возможным *попадание в планету*, линия, по которой направлена входная планетоцентрическая скорость, должна проходить на таком расстоянии от планеты, чтобы искривление траектории могло привести ко встрече с планетой. Иными словами, прицельная дальность не должна превышать эффективного радиуса планеты. Для последней величины действительна формула, уже приводившаяся в § 5 гл. 8:

$$r_{\text{эфф}}^2 = r^* \left(\frac{2K}{v_{\text{вх}}^2} + r^* \right) \text{ или } r_{\text{эфф}}^2 = r^{*2} \left[\left(\frac{v_{\text{огв}}^*}{v_{\text{вх}}} \right)^2 + 1 \right], \quad (18)$$

¹⁾ Предоставляем это сделать читателю. Нужно воспользоваться законом сохранения момента количества движения и обратной пропорциональностью квадратов скоростей планет их расстояниям от Солнца.

где K — гравитационный параметр планеты, r^* — ее радиус, $v_{вх} = v_{\infty}$ — планетоцентрическая скорость входа, принимаемая за «скорость на бесконечности», $v_{осв}^*$ — скорость освобождения на поверхности планеты.

Посадки на планеты Солнечной системы могут быть двух типов. На небесные тела, практически не обладающие атмосферой (Меркурий и многие естественные спутники планет), посадка осуществляется таким же путем, как и на Луну, т. е. с помощью реактивного погашения скорости падения

$$v_{пад} = \sqrt{v_{вх}^2 + v_{осв}^{*2}}. \quad (19)$$

Чтобы вычислить начальную массу ракеты-носителя или стартующего с околоземной орбиты межпланетного аппарата, нужно подсчитать необходимые суммарные характеристические скорости. При этом надо учесть гравитационные и аэродинамические потери скорости при старте с Земли и гравитационные — при посадке. Следуя некоторым работам, мы потери скорости при старте с Земли здесь и в дальнейшем будем оценивать в 1,6 км/с, т. е. примерно в 20% первой или 14% второй космической скорости (ср. данные о потерях при полетах кораблей «Аполлон», приведенные в § 1 гл. 3). Потери при посадке также будем оценивать в 14% планетоцентрической скорости освобождения $v_{осв}^*$. Остаются в силе соображения, высказывавшиеся в конце § 5 гл. 10 об использовании орбиты ожидания. Именно поэтому мы и считаем потери одинаковыми независимо от того, используется ли при старте или посадке промежуточная орбита.

Суммарные характеристические скорости для операций посадки на разные планеты и Луну приведены в табл. 8 и 9. При этом для планет, обладающих атмосферой, тормозной посадочный импульс считается равным нулю¹⁾.

Посадка на планету, обладающую атмосферой, происходит во многих случаях аналогично возвращению в атмосферу Земли со стороны Луны. Разнообразии характеристик притяжения планет и структур их атмосфер приводит к большому разнообразию условий входа в атмосферы, к значительным вариациям в ширине коридоров входа. При полетах людей главным показателем при вычислении ширины коридора входа является допустимая перегрузка: ее коэффициент условно принимается равным 10. Может выясниться, однако, что многомесячная невесомость во время межпланетного полета очень ослабляет организм космонавта, и потому допустима лишь перегрузка, скажем, с коэффициентом 3 или 4. Это бы резко сузило коридоры входа. Если речь идет об автоматических аппаратах,

¹⁾ Для Марса при его крайне разреженной атмосфере это сомнительно, если спуск в атмосфере происходит после параболического перелета (скорость входа — около 21 км/с!).

Таблица 8. Планетоцентрическое движение при гомановских перелетах

Небесное тело	Планетоцентрическая скорость входа в сферу действия планеты $V_{вх}$, км/с	Эффективный радиус планеты $r_{эфф}$		Скорость падения на поверхность (входа в атмосферу), км/с	Суммарная характеристическая скорость при мягкой посадке, км/с		Максимальный угол поворота Φ_{max} вектора планетоцентрической скорости, град	Максимальное приращение скорости Δv_{max} ($= \Delta V_{max}$), км/с
		в радиусах планеты	в км		Старт с поверхности Земли	Старт с околоземной орбиты высотой 200 км		
1	2	3	4	5	6	7	8	9
Меркурий	9,611	1,093	2667	10,509	26,2	16,7	10	1,712
Венера	2,706	3,958	23946	10,710	13,1	3,506	123	4,763
Марс	2,649	2,145	7269	5,683	13,2	3,613	80	3,407
Юпитер	5,643	10,755	746400	60,693	15,8	6,305	159	10,093
Сатурн	5,443	6,731	389000	36,637	16,8	7,285	146	10,416
Уран	4,659	4,716	118690	21,970	17,5	7,978	132	8,516
Нептун	4,054	5,921	145300	24,005	17,8	8,247	142	7,658
Плутон	3,686	1,084	1500	4,0	22	12,8	9	0,592
Луна	~0,8	3,134	5444	2,51	15,5	5,8	109	1,304

то можно считать допустимыми коэффициенты перегрузки, превышающие 100.

Для ширины коридора входа в атмосферы планет применима формула, которая приводилась в § 2 гл. 11, когда обсуждалось

Таблица 9. Планетоцентрическое движение при параболических перелетах

Небесное тело	Планетоцентрическая скорость входа $v_{вх}$, км/с	Эффективный радиус планеты $r_{эфф}$		Скорость падения на поверхность (входа в атмосферу), км/с	Суммарная характеристическая скорость при мягкой посадке, км/с		Максимальный угол поворота Φ_{max} вектора планетоцентрической скорости, град	Максимальное приращение скорости Δv_{max} ($= \Delta V_{max}$), км/с
		в радиусах планеты	в км		старт с поверхности Земли	Старт с околоземной орбиты высотой 200 км		
1	2	3	4	5	6	7	8	9
Марс	20,312	1030	3490	20,925	18,3 (?)	8,751(?)	3	1,208
Юпитер	17,323	3,629	251800	62,864	18,3	8,751	118	29,756
Сатурн	13,923	2,788	161100	38,813	18,3	8,751	101	21,497
Уран	10,432	2,288	57590	23,870	18,3	8,751	86	14,172
Нептун	8,562	2,939	72120	25,162	18,3	8,751	105	13,570
Плутон	7,568	1,02	1400	7,723	26,9	17,6	2	0,3
Луна	1,7 ÷ 1,9		~3000	2,9 ÷ 3,0	16,0	~6,0	60 ÷ 52	1,7

возвращение из района Луны в земную атмосферу. Однако входящий в нее логарифмический декремент плотности λ для других планет или вовсе не известен, или известен недостаточно точно. Величина λ зависит от гравитационного поля планеты и от состава ее атмосферы (от среднего молекулярного веса газа). Поэтому расчеты коридоров входа зачастую носят гипотетический характер, и это надо иметь в виду при чтении последующих глав. Тем большее значение должно иметь изучение атмосфер планет как астрономическими, так и космонавтическими средствами. В частности, важное значение имеет «радиопросвечивание» атмосферы планеты при заходе космического аппарата за диск планеты и при выходе из-за него.

Немалое значение в проблеме посадки на планету имеет задача предохранения жидкого топлива (находящегося в охлажденном состоянии) от нагрева при проходе атмосферы.

§ 6. Межпланетный пертурбационный маневр

Как мы увидим в последующих главах, пролетные траектории при межпланетных полетах еще более разнообразны, чем при лунных. Мощные поля тяготения планет юпитерианской группы могут быть эффективно использованы для разгона космических аппаратов до гиперболической гелиоцентрической скорости (что может ускорить полет к более удаленным планетам) и для отбрасывания их к центру Солнечной системы. Мы будем говорить о *многопланетной траектории* (и соответственно о *многопланетном перелете*) в том случае, когда траектория проходит через сферы действия по крайней мере двух планет, не считая планеты старта.

По сравнению с пертурбационным маневром в сфере действия Луны теперь можно ввести два существенных упрощения. Время полета внутри сферы действия планеты составляет слишком незначительную часть продолжительности всего перелета, и потому мы можем им пренебрегать. Мы не будем также учитывать изменения величины и направления скорости планеты в течение этого промежутка времени. Это значит, что движение космического аппарата испытывает как бы мгновенный удар со стороны поля тяготения планеты.

Такой подход к расчету межпланетного пертурбационного маневра оправдан тем, что при сближении с планетой гелиоцентрическое движение космического аппарата сначала замедляется, а затем, после облета, убыстряется в ее сфере действия (или наоборот). Так происходит, например, с Марсом, который, будучи в начале встречи позади космического аппарата, сначала своим притяжением замедляет его полет. При полетах к внутренним планетам все, очевидно, происходит наоборот. В результате общая продолжительность полета практически не меняется, так что время

нахождения в сфере действия планеты можно не учитывать [4.8]. Существует математическое обоснование такой методики [4.9].

«Гравитационный удар» изменяет вектор скорости гелиоцентрического движения. На рис. 122, а, б, в показано соответствующее

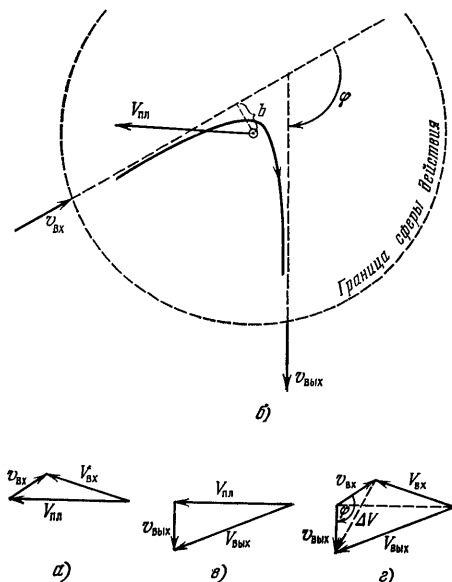


Рис. 122. «Гравитационный удар» при облете планеты: а) треугольник скоростей при входе, б) планетоцентрическое движение, в) треугольник скоростей при выходе, г) изменение ΔV гелиоцентрической скорости в результате пертурбационного маневра. Направление входа соответствует полету к внешней планете.

построение, не нуждающееся в особых пояснениях. Следует напомнить, что $v_{вх} = v_{вых}$. Заметим, что угол φ поворота вектора планетоцентрической скорости за время пролета сферы действия целиком зависит только от величины входной скорости $v_{вх}$ (скорости на «местной бесконечности») и от прицельной дальности b :

$$\operatorname{tg} \frac{\varphi}{2} = \frac{K}{bv_{вх}^2}, \quad (20)$$

где K — гравитационный параметр планеты.

Из рис. 122, г мы видим, как именно изменился вектор гелиоцентрической скорости за время облета. Это изменение ΔV (показано пунктирной стрелкой) совпадает с приращением Δv планетоцентрической скорости за время пролета сферы действия. Оно представляет собой тот импульс скорости ΔV , который притяжение планеты сообщило космическому аппарату, в результате чего он изменил свою гелиоцентрическую орбиту. Если бы планета не обладала притяжением, необходимая цель могла бы быть достигнута только по-

средством импульса скорости, сообщаемого бортовым ракетным двигателем.

Приращение скорости ΔV , достигнутое в результате пролета сферы действия планеты, определяется по формуле

$$\Delta V = 2v_{\text{вх}} \sin \frac{\varphi}{2} \quad (21)$$

(используется тот факт, что левый треугольник на рис. 122, z равнобедренный, так как $v_{\text{вх}} = v_{\text{вых}}$).

Чем меньше прицельная дальность, тем сильнее воздействует притяжение планеты на гелиоцентрическую траекторию. При достаточно малой прицельной дальности можно было бы повернуть космический аппарат внутри сферы действия в сторону, почти противоположную входу (при этом $\Delta V \approx 2v_{\text{вх}}$), но ... прицельная дальность не может быть сделана меньше эффективного радиуса планеты. Поэтому существуют максимальный для заданного значения планетоцентрической входной скорости $v_{\text{вх}}$ угол поворота планетоцентрической скорости φ_{max} , который определяется формулой [4.10]

$$\sin \frac{\varphi_{\text{max}}}{2} = \frac{1}{1 + 2 \left(\frac{v_{\text{вх}}}{v_{\text{осв}}} \right)^2}, \quad (22)$$

и соответствующее ему максимальное приращение скорости

$$\Delta V_{\text{max}} = \frac{2v_{\text{вх}}}{1 + 2 \left(\frac{v_{\text{вх}}}{v_{\text{осв}}} \right)^2}. \quad (23)$$

Им отвечает траектория, проходящая у самой поверхности планеты или у кромки ее атмосферы. Значения ΔV_{max} гомановских и параболических перелетов к планетам приведены в столбцах 9 табл. 8 и 9.

Но максимальные значения φ_{max} и ΔV_{max} вовсе не всегда могут быть использованы, так как направление гелиоцентрической скорости выхода из сферы действия планеты задается целью, которая преследуется пертурбационным маневром. Нужное значение прицельной дальности b достигается с помощью коррекции перед входом в сферу действия планеты или вскоре после этого, пока планетоцентрическая скорость так мала, а до планеты так далеко, что слабый импульс резко изменяет величину b .

При увеличении планетоцентрической скорости входа $v_{\text{вх}} \approx v_{\infty}$ планетоцентрическая гипербола, естественно, разгибается, т. е. максимальный угол φ_{max} поворота вектора входной скорости уменьшается, как это и следует из формулы (22). Но величина максимального приращения скорости ΔV_{max} при пролете при этом будет увеличиваться только до поры до времени, так как при очень большой скорости $v_{\text{вх}}$ гипербола пролета, понятно, превратится почти в пря-

мую и поле тяготения планеты вообще никак на скорости не отразится. Каково же максимальное значение величины $v_{вх}$, при которой максимальное приращение скорости, сообщаемое тяготением пролетаемой планеты, будет наибольшим? Оказывается, *наибольшая для всех возможных планетоцентрических скоростей входа $v_{вх}$ (для всех возможных траекторий подлета) абсолютная величина (модуль) прироста скорости будет в том случае, когда величина скорости входа $v_{вх}$ равна круговой скорости $v_{кр}^*$ у поверхности планеты ¹⁾. При этом сам прирост будет равен по величине $v_{кр}^*$, а угол поворота входной скорости $v_{вх}$ равен 60° .*

В табл. 10 приведены соответствующие значения прироста скорости, которые получены делением на $\sqrt{2}=1,4142$ величин из столбца 7 табл. 4 в § 1. Таковы

Таблица 10. Максимально возможные величины (модули) приращения вектора скорости при пролетах сфер действия планет и Луны, км/с

Меркурий	3,005	Юпитер	42,73
Венера	7,328	Сатурн	25,62
Земля	7,910	Уран	15,18
Луна	1,680	Нептун	16,73
Марс	3,555	Плутон	1,09

максимальные приращения скоростей, по каким бы пассивным траекториям ни прилетали к планетам космические корабли (даже если прилетят пришельцы из столь любимой фантастами системы Тау Кита). На большее названные небесные тела ¹⁾ не способны. Уточним: речь идет о модуле приращения

вектора скорости (планетоцентрической или гелиоцентрической — безразлично). Вектор входной планетоцентрической скорости при этом только изменяет свое направление, но не абсолютную величину, а вектор входной гелиоцентрической скорости изменяет, вообще говоря, и абсолютную величину (но совсем не на столько, сколько указано в табл. 10) и направление.

В рассуждениях и расчетах, проделанных выше, совершенно не участвовал радиус сферы действия планеты. Условно можно считать, что центр планеты по определенным правилам наносил удар по космическому аппарату, изменяя его скорость. Новая скорость $V_{вых}$ при этом находилась простым геометрическим построением: к концу вектора скорости планеты $V_{пл}$ прикладывался вектор, равный по величине $v_{вых} = v_{вх} \approx v_{\infty}$, причем конец этого второго вектора мог занимать многочисленные положения на сфере радиуса $v_{вых}$ (на сфере, а не на окружности, так как треугольники на рис. 122 фактически лежат в разных плоскостях). А величина $v_{вых}$, как и,

¹⁾ Этот результат можно получить, если определить $v_{вх}$ из простого уравнения, которое можно найти, приравняв нулю производную по $v_{вх}$ от выражения (23).

$$\text{Получается } v_{вх} = \frac{v_{осв}^*}{\sqrt{2}}.$$

конечно, величина $V_{пл}$, задана, коль скоро задана траектория перелета. Значит, остается использовать как у п р а в л я ю щ и й ф а к т о р коррекцию траектории на подходе к планете, варьируя прицельную дальность, а с ней и направление вектора $v_{вых}$. Конечно, на самом деле проектировщик-баллистик обладает каким-то запасом энергии, чтобы менять траекторию перелета, и может менять направление вектора $V_{пл}$, целясь в ту или иную точку орбиты планеты, да и ее величину, поскольку орбиты планет все же эллиптические, а не круговые. Но главным способом управления является варьирование прицельной дальности. Это позволяет при пролете планеты с сильным полем тяготения внезапно, «экспромтом» менять весь дальнейший путь космического аппарата (так и поступили фактически руководители NASA с аппаратом «Пионер-11», когда он подлетал к Юпитеру).

Мы рассмотрели *пассивный* пертурбационный маневр, но бывает еще и *активный*, когда в перигентре планетоцентрической гипербола сообщается реактивный разгонный импульс по направлению вектора скорости. При этом гипербола на рис. 122 разгибается (угол ϕ уменьшается), а *абсолютная величина $v_{вых}$ увеличивается, причем на гораздо бóльшую величину, чем приращение скорости в перигентре.*

Пусть не покажется читателю странным, что в таблице 10 присутствует среди других планет и Земля. Наша планета способна участвовать в различных пертурбационных маневрах, когда запущенный с нее космический аппарат, вновь встретив Землю, переходит на новую гелиоцентрическую траекторию (см., например, § 3 гл. 17 и § 3 гл. 19).

§ 7. Искусственные спутники планет

Чтобы превратить космический аппарат в искусственный спутник планеты, необходимо в какой-то точке его планетоцентрической траектории уменьшить посредством тормозного импульса его скорость с гиперболической величины до эллиптической. Мы рассмотрим здесь необходимые маневры несколько более подробно, чем делали это в § 2 гл. 10, когда говорили о запуске спутника Луны. В § 2 гл. 5 мы сталкивались со случаем, когда лишний импульс скорости приводил к энергетическому выигрышу при запуске спутника Земли на круговую орбиту. Логично было бы задаться вопросом: нет ли таких же возможностей при запусках искусственных спутников планет?

Сначала мы, однако, рассмотрим *однимпульсный запуск* спутника планеты. Как уже говорилось в § 2 гл. 10, если мы желаем вывести спутник на определенную круговую орбиту вокруг планеты (в § 2 гл. 10 речь шла о Луне), то нужно спланировать вход в сферу действия планеты таким образом, чтобы перигентр гипер-

болы оказался на высоте круговой орбиты и тормозной импульс сообщался в этом перицентре в точности против направления движения (рис. 93, б в § 2 гл. 10).

Допустим, что входная планетоцентрическая скорость (или, что то же, скорость на бесконечности v_∞) нам задана по величине и направлению, но место входа в сферу действия планеты может быть нами выбрано по произволу. Тогда мы имеем возможность подобрать любую прицельную дальность и тем самым обеспечить выход на любую круговую орбиту. Какую же круговую орбиту выбрать, если единственным критерием является экономия топлива? Рассмотрим этот вопрос подробнее, чем в § 2 гл. 10. Математический анализ его позволяет вывести формулу для *радиуса оптимальной орбиты* спутника планеты в случае одноимпульсного перехода на нее [4.5]:

$$r_{\text{опт}} = \frac{2K}{v_{\text{вх}}^2} \quad \text{или} \quad r_{\text{опт}} = r^* \left(\frac{v_{\text{осв}}^*}{v_{\text{вх}}} \right)^2; \quad (24)$$

здесь K — гравитационный параметр планеты, $v_{\text{вх}} = v_\infty$ — скорость входа (скорость на бесконечности), r^* и $v_{\text{осв}}^*$ — соответственно радиус планеты и скорость освобождения на ее поверхности¹⁾.

Из формулы (24) видно, что если $v_{\text{вх}} > v_{\text{осв}}^*$, то оптимальная орбита лежит под поверхностью планеты, т. е. наиболее низкая возможная орбита требует и наименьшего тормозного импульса.

Введем еще следующие обозначения: $v_{\text{кр}}$ — круговая скорость, до которой снижается гиперболическая скорость в перицентре; $v_{\text{г}}$ — величина гиперболической скорости в перицентре; $v_{\text{т}}$ — величина тормозного импульса; $v_{\text{п}}$ — параболическая скорость все в том же перицентре. В случае, когда речь идет именно об оптимальной (и только об оптимальной) орбите, соблюдаются следующие условия:

$$v_{\text{кр}} = \frac{1}{2} v_{\text{г}}, \quad \text{т. е.} \quad v_{\text{т}} = v_{\text{г}} - v_{\text{кр}} = \frac{1}{2} v_{\text{г}} = v_{\text{кр}}$$

(тормозной импульс вдвое уменьшает гиперболическую скорость, когда доводит ее до круговой, и сам равен круговой скорости);

$$v_{\text{п}} = v_\infty, \quad \text{т. е.} \quad \sqrt{2} v_{\text{кр}} = v_\infty \quad \text{или} \quad v_{\text{кр}} = \frac{\sqrt{2}}{2} v_\infty$$

(круговая скорость равна 70,7% скорости на бесконечности, и этой же величине равен тормозной импульс).

¹⁾ Для вывода приведенной формулы достаточно определить радиус $r = r_{\text{опт}}$ орбиты, при котором производная по радиусу r от величины тормозного импульса $v_{\text{т}}$ равна нулю. Для последней имеем выражение

$$v_{\text{т}} = \sqrt{\frac{2K}{r} + v_\infty^2} - \sqrt{\frac{K}{r}}.$$

Выведения искусственных спутников планет на оптимальные круговые орбиты при гомановских перелетах нецелесообразны, так как эти орбиты для всех планет, кроме Меркурия и Плутона, расположены слишком высоко. Приводим соответствующие радиусы орбит (r^* — радиус планеты) и периоды обращения: Венера — $14,666 r^*$, 3,37 сут; Марс — $3,6027 r^*$, 0,47 сут; Юпитер — $114,68 r^*$, 145,1 сут; Сатурн — $44,306 r^*$, 48,39 сут; Уран — $21,236 r^*$, 11,80 сут; Нептун — $34,061 r^*$, 21,20 сут. У Меркурия и Плутона соответствующие радиусы меньше радиуса планеты, т. е. оптимальная круговая орбита фактически лежит у самой поверхности. В случае параболических перелетов дело обстоит лучше: Юпитер — $12,169 r^*$, 5,01 сут; Сатурн — $6,7713 r^*$, 2,89 сут; Уран — $4,2357 r^*$, 1,05 сут; Нептун — $7,6362 r^*$, 2,25 сут.

Понятие оптимальной круговой орбиты имеет теоретическое значение, играя важную роль в случае *двухимпульсных маневров перехода с гиперболической траектории на круговую*. Возможны различные случаи, когда оказывается необходимым или выгодным использовать двухимпульсный переход [4.4, 4.11].

С л у ч а й I. Пусть задана круговая орбита некоторого радиуса r , на которую надо перевести космический аппарат, но линия входа в сферу действия произвольна.

Если $r=r_{\text{опт}}$, т. е. орбита является оптимальной, то с помощью одноимпульсного маневра можно перейти на нее, затратив тормозной импульс $v_{\tau}=0,707 v_{\infty}$.

Если заданная орбита расположена выше оптимальной, т. е. если $v_{\text{кр}} < \sqrt{2}/2 v_{\infty} = 0,707 v_{\infty}$, то выгоднее совершить двухимпульсный маневр, показанный на рис. 123. Нужно так выбрать вход в сферу действия планеты (конечно, при неизменном векторе входной скорости), чтобы гиперболическая траектория 1 пересекла наметченную орбиту. В перицентре A с помощью тормозного импульса космический аппарат переводится на эллиптическую орбиту 2 с апоцентром B , лежащим на круговой орбите 3. В точке B сообщается разгонный импульс, доводящий скорость космического аппарата до местной круговой. Оказывается, что сумма импульсов в точках A и B будет меньше одного тормозного импульса, который мог бы быть использован, если бы подход был совершен по траектории 4, касающейся заданной круговой орбиты. Чтобы максимально увеличить выигрыш, нужно располагать перицентр A как можно ближе к планете (лишь бы не задеть ее).

Если орбита 3 расположена ниже оптимальной (при этом $v_{\text{кр}} > 0,707 v_{\infty}$), то в принципе можно воспользоваться двухимпульсным маневром, но он даст не выигрыш, а лишь энергетический проигрыш по сравнению с одноимпульсным переходом, который и следует поэтому предпочесть.

Если орбита 3 оптимальная, то оба маневра дают один и тот же результат, т. е. оптимальная орбита отделяет область, в ко-

торой целесообразно применять одноимпульсный маневр перехода, от той, где выгоднее двухимпульсный маневр.

С л у ч а й II. Допустим, что заданы круговая орбита и линия входа в сферу действия, т. е. мы уже лишены возможности выбора перигея гиперболы, и надо искать наиболее целесообразный образ действий. Так может случиться, если перед входом в сферу действия не была своевременно проведена коррекция траектории.

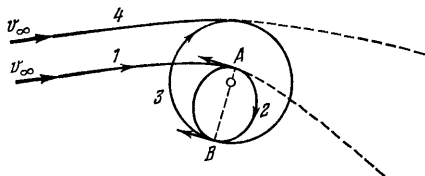


Рис. 123. Двухимпульсный маневр перехода с гиперболической орбиты на круговую.

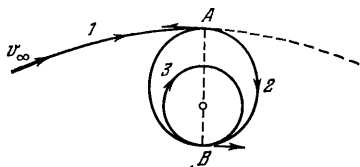


Рис. 124. Двухимпульсный маневр, когда гипербола подхода не пересекает наменную круговую орбиту.

Если случайно окажется, что гипербола касается круговой орбиты, то нам повезло, и можно воспользоваться одноимпульсным переходом в точке касания. Если гипербола пересекает круговую орбиту, то пригоден двухимпульсный маневр, показанный на рис. 123, но теперь уже не приходится выбирать перигей поближе к планете, так как гипербола задана заранее. Если же перигей A гиперболы 1 (рис. 124) расположен выше круговой орбиты 3, то следует в нем дать тормозной импульс настолько большой, что перигей гиперболы станет апоцентром эллипса перехода 2, перигей же эллипса 2 будет лежать на орбите 3. Здесь дополнительный тормозной импульс переведет космический аппарат на круговую орбиту 3. Можно, конечно, перейти с гиперболы 1 на орбиту 3, воспользовавшись другими орбитами перехода, не касающимися, а пересекающими гиперболу 1 или орбиту 3, но при этом потребуются большой расход топлива. *Выгоднее всего сообщать импульсы скорости в точках апсид гиперболы и эллипса перехода.*

С л у ч а й III. Теперь задана линия входа в сферу действия, т. е. задана гипербола подхода, но не указано, на какую именно круговую орбиту надо перейти. На рис. 125 показаны наилучшие способы переходов на круговые орбиты, одна из которых (2) пересекает гиперболу 1, а другая (2') не пересекает. Чем выше круговая орбита 2, тем легче переход на нее (тем слабее тормозной импульс в точке A и разгонный в точке B).

С л у ч а й IV. Пусть не задана ни линия входа в сферу действия, ни круговая орбита, на которую нужно вывести космический аппарат. Тогда нужно направить гиперболу, как можно ближе к планете, сообщить в перигеяе тормозной импульс, вывести тем самым аппарат на эллипс перехода и в апоцентре этого эллипса со-

Общить аппарату разгонный импульс (рис. 123). Чем выше будет круговая орбита, тем меньше будут энергетические затраты.

Помимо описанных двухимпульсных переходов возможны более сложные трехимпульсные и «еще более»-импульсные переходы, могущие дать дополнительную выгоду. Доказано, что оптимальные переходы требуют обязательного приложения импульсов только в точках апсид [4.12].

В случае, если планета обладает атмосферой, можно сэкономить много топлива, воспользовавшись аэродинамическим торможением

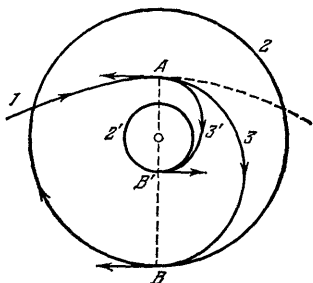


Рис 125. Двухимпульсные маневры, когда гипербола подхода задана, а круговая орбита произвольна.

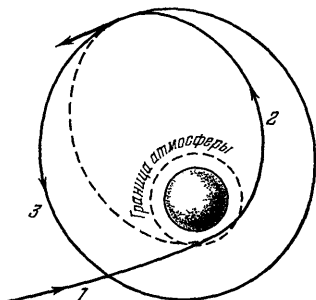


Рис. 126. Использование атмосферы планеты для запуска спутника: 1 — гиперболическая траектория подхода, 2 — орбита после прохода атмосферы, 3 — орбита после сообщения разгонного импульса в апоцентре орбиты 2.

[4.13]. Космический аппарат должен войти в верхние слои атмосферы таким образом, чтобы его скорость благодаря сопротивлению среды уменьшилась до эллиптической. Незначительный разгонный ракетный импульс в апоцентре полученной таким путем орбиты поднимет затем перигеиум и выведет его из атмосферы, чтобы увеличить время существования спутника (рис. 126) (если перигеиум будет поднят до высоты апоцентра, то окончательная орбита окажется круговой).

Таким образом, некоторая затрата топлива все же потребуется. Следует также учесть затрату топлива на коррекцию для точного входа в атмосферу, а главное — серьезное увеличение массы аппаратуры навигации и коррекции. Все это несколько снижает энергетический выигрыш.

Возможен также несколько иной вариант использования аэродинамического торможения. Космический аппарат, обладающий аэродинамическим качеством, рикошетирует в атмосфере и получает горизонтальный разгонный импульс на максимальной высоте рикошетирования, доводящий его скорость до, допустим, местной круговой (рис. 127). Маневр рикошетирования должен обеспечить минимальную величину импульса [4.14].

Таблица 11. Низкие круговые орбиты искусственных спутников планет и Луны

Небесное тело	Период обращения, мин	Орбитальная скорость, км/с	Гомановские перелеты					Параболические перелеты				
			Тормозной импульс, км/с	Суммарная характеристическая скорость, км/с				Тормозной импульс, км/с	Суммарная характеристическая скорость, км/с			
				Реактивное торможение		Аэродинамическое торможение			Реактивное торможение		Аэродинамическое торможение	
				Старт с поверхности Земли	Старт с орбиты высотой 200 км	Старт с поверхности Земли	Старт с орбиты высотой 200 км		Старт с поверхности Земли	Старт с орбиты высотой 200 км	Старт с поверхности Земли	Старт с орбиты высотой 200 км
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13
Меркурий	85,0	3,006	7,503	22,6	13,059	—	—	—	—	—	—	—
Венера	86,5	7,328	3,382	16,4	6,888	13,1	3,506	—	—	—	—	—
Марс	99,8	3,555	2,128	15,3	5,741	13,2	3,613	17,370	35,6	26,121	18,3	8,751
Юпитер	170,1	42,73	17,96	33,8	24,27	15,8	6,305	20,13	38,4	28,88	18,3	8,751
Сатурн	236,3	25,62	11,02	27,8	18,30	16,8	7,285	13,19	31,4	21,94	18,3	8,751
Уран	173,6	15,18	6,79	24,3	14,77	17,5	7,978	8,69	26,9	17,44	18,3	8,751
Нептун	153,6	16,73	7,28	25,0	15,53	17,8	8,247	8,43	26,7	17,18	18,3	8,751
Плутон	161 (?)	0,88 (?)	3	20,9	11	—	—	6,84	25,1	15,59	—	—
Луна	108,3	1,680	1,83	14,5	4,9	—	—	1,2÷1,3	14,0	4,4÷4,5	—	—

Торможение с аэродинамическим качеством позволяет также произвести боковой маневр для выведения спутника на орбиту, лежащую в иной плоскости, нежели траектория подхода [4.13, 4.14].

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 точно-го 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.

Затем спугник «автоматически» тормозится по методу «тормозных эллипсов» (см. § 2 гл. 11), почти не снижаясь в перигентре. Когда апоцентр опустится до заданной высоты, слабый разгонный импульс двигателя в апоцентре поднимет на нужную высоту перигентр. Выведение таким образом спутников на низкие почти круговые орбиты дает ощутимый выигрыш в характеристической скорости по сравнению с непосредственным выводом путем реактивного торможения. Он составляет при эксцентриситете 0,8 начальной эллиптической орбиты примерно 1; 2,2 и 12,7 км/с соответственно для спутников Марса, Венеры и Юпитера [4.15].

В табл. 11 указаны характеристики n и z к и x орбит искусственных спутников планет (и Луны). Под «низкими» понимаются круговые орбиты радиуса, равного среднему радиусу планеты (наличием экваториального вздутия, гор, а также атмосферы пренебрегается). Тормозные импульсы указаны для одноимпульсных маневров, причем гиперболическая скорость перед торможением для перехода на низкую орбиту принята равной скорости падения (столбцы 5 табл. 8 и 9). При вычислении суммарных характеристических скоростей полностью пренебрегалось потерями при выходе на орбиту спутника в случае реактивного торможения и необходимостью некоторой затраты топлива при аэродинамическом торможении. Потери при старте с Земли предполагались, как и всюду, равными 1,6 км/с.

§ 8. Возмущения межпланетных траекторий

Применяемый нами приближенный метод расчета межпланетных траекторий рассматривает движение на каждом из трех основных участков полета как кеплерово, невозмущенное. Между тем при

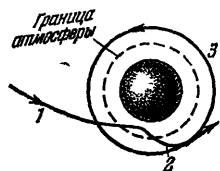


Рис. 127. Использование рикошетирования от атмосферы для запуска спутника: 1 — гиперболическая траектория подхода, 2 — траектория рикошетирования, 3 — орбита спутника.

расчете конкретной межпланетной траектории необходимо учитывать возмущения. Так, например, вне сферы действия Земли довольно существенны возмущения гелиоцентрического движения со стороны Юпитера. Вследствие этих возмущений (происходящих из-за того, что Юпитер сообщает разные гравитационные ускорения космическому аппарату и Солнцу) космический аппарат может смещаться на десятки тысяч километров. Порядок этих возмущений примерно такой же, как у возмущений движения Земли со стороны Юпитера, а они достигают 20 000—30 000 км. Гораздо слабее сказываются возмущения со стороны других планет. В самом деле, суммарное возмущение Земли со стороны Марса, Сатурна, Урана и Нептуна не превышает 6000 км [4.16].

Искусственная планета, движущаяся на всем протяжении своей орбиты вблизи естественной планеты, должна испытывать значительные возмущения со стороны последней. Эти возмущения в частных случаях приводят к движениям по круговым орбитам с периодом обращения, равным периоду обращения возмущающей планеты. Речь идет об искусственных планетах, находящихся в *точках либрации системы Солнце — планета*. Формально каждой естественной планете должны соответствовать две треугольные и три коллинеарные точки либрации. Фактически, однако, искусственные планеты не могут удержаться в треугольных точках либрации, соответствующих по крайней мере планетам с малой массой, из-за возмущений со стороны посторонних планет. Например, расстояния треугольных точек либрации системы Солнце — Земля от Юпитера в 4—6 раз больше, чем расстояния от Земли, но масса Юпитера в триста раз больше земной, и потому искусственные планеты в этих точках должны испытывать примерно в 10 раз большее влияние со стороны Юпитера, чем со стороны Земли. По этой причине выведение искусственных планет в «формальные» треугольные точки либрации на орбитах по крайней мере Меркурия, Венеры, Земли и Марса лишено всякого смысла. Эти точки ничем не лучше других точек на орбитах указанных планет. Проекты запусков в эти точки, время от времени публикующиеся¹⁾, представляют собой чисто бумажное творчество. Лучше обстоит дело с коллинеарными точками либрации L_1 и L_2 , которые хотя и неустойчивы и испытывают возмущения со стороны посторонних планет, но находятся в основном под влиянием возмущений со стороны планеты-хозяйки, сравнительно близко расположенной. Приводим сведения о расстояниях коллинеарных точек либрации L_1 и L_2 до соответствующих планет [4.17]: Меркурий — $2,21 \cdot 10^5$ и $2,21 \cdot 10^5$ км; Венера — $1,01 \cdot 10^6$ и $1,01 \cdot 10^6$ км; Земля — $1,49 \cdot 10^6$ и $1,50 \cdot 10^6$ км; Марс — $1,08 \cdot 10^6$ и $1,09 \cdot 10^6$ км; Юпитер — $5,19 \cdot 10^7$ и $5,43 \cdot 10^7$ км; Сатурн — $6,44 \times 10^7$ и $6,64 \cdot 10^7$ км. Все эти точки расположены снаружи от сфер

¹⁾ См., например, Spaceflight, 1970, v. 12, № 12; 1972, v. 14, № 4.

действия соответствующих планет, но очень близко от их границ и глубоко внутри сфер влияния (см. столбцы 4 и 5 табл. 4 в § 1). Космические аппараты, расположенные в этих точках, можно рассматривать и как искусственные планеты и как искусственные спутники планет с периодами обращения, равными периодам обращения планет вокруг Солнца.

Особо должны учитываться возмущения в движении искусственных спутников планет, накапливающиеся в течение многих оборотов, но останавливаться на их детальном анализе для различных планет пока еще преждевременно.

§ 9. Коррекция межпланетных траекторий

Огромная длина межпланетных траекторий делает их весьма чувствительными к самым небольшим ошибкам в величине и направлении начальной скорости. Ошибка в величине приобретенной при запуске скорости на 1 м/с может привести к отклонению от цели на сотни тысяч километров.

Каковы источники ошибок? Это прежде всего инструментальные ошибки — погрешности аппаратуры управления ракетой-носителем на активном участке и при различных маневрах. Сами эти ошибки происходят, во-первых, от недостаточно точного определения местоположения и скорости объекта (ошибки измерений) и, во-вторых, от неточного срабатывания управляющих органов. Ошибки, происходящие от неточной работы аппаратуры, с прогрессом техники будут уменьшаться. Но уменьшатся ли они до уровня, при котором промах станет несуществен? Для этого точность аппаратуры должна повыситься в сотни раз! Технически, видимо, проще пойти по другому пути — использовать для компенсации ошибок корректирующие маневры [4.18].

Серьезным источником ошибок является недостаточно точное знание нами межпланетных расстояний. Мы очень точно знаем эти расстояния выраженными в астрономических единицах, но сама эта единица недостаточно точно известна. Неизвестен, иными словами, масштаб Солнечной системы. Одно это еще недавно могло привести к промаху в десятки тысяч километров. Наконец, нуждаются в уточнении массы планет. По мере того как совершаются космические полеты, ошибки такого рода постепенно исчезают, так как наблюдение каждого сближения с планетой уточняет ее массу и расстояние до нее. Масштаб Солнечной системы успешно уточняется также методом радиолокации Солнца и планет.

Но инструментальные источники ошибок сохраняются и в будущем, поэтому коррекция межпланетных траекторий будет необходима. Поскольку это так, теряет смысл точный учет мелких возмущений траектории, о которых говорилось выше.

Те же причины приводят к неизбежной неточности и самих кор-

ректирующих маневров. Поэтому в течение полета может понадобиться совершить несколько коррекций, если преследуемые цели требуют достаточно точного сближения с исследуемой планетой.

Планирование корректирующих маневров встречает большие трудности математического и технического характера.

Когда сообщить корректирующий импульс: сразу, как только будет обнаружена ошибка, или позже, когда величина ошибки будет уточнена, но, быть может, потребуется больше энергии для ее компенсации? Какую цель должна преследовать коррекция: вывести космический аппарат в первоначально выбранную точку встречи с планетой-целью или в другую точку (и, следовательно, в другой момент времени), если первое технически проще, а второе дает выигрыш в количестве расходуемого при коррекции топлива? Что выгоднее: установить на ракете-носителе более точную и, следовательно, более тяжелую аппаратуру автоматического управления или вместо этого увеличить количество топлива для коррекции? Как часты должны быть корректирующие маневры? Где, на каком участке траектории их следует планировать? Как вообще осуществлять это планирование перед полетом, если ошибки заранее неизвестны, так как носят случайный характер, но в то же время совершенно неизбежны [4.19]?

Теория коррекции межпланетных траекторий поэтому весьма сложна и не может быть здесь детально освещена [4.20, 4.21].

При проектировании космического полета возникает задача оптимизации коррекций, т. е. выбора такой траектории перелета и выбора на ней таких точек коррекции, чтобы сумма импульсов коррекций была минимальной. Корректируется как место встречи с планетой назначения, так и момент ее. В частности, коррекция момента встречи на величину порядка 12 ч может понадобиться. Если обнаружится, что в момент встречи с планетой космический аппарат находится за горизонтом наземных наблюдательных станций [4.21].

Сразу после старта с Земли возможности коррекции межпланетной траектории ограничены. Это объясняется тем, что геоцентрическая скорость полета весьма велика, и практически («в линейном приближении») корректирующий импульс не может изменить направления вектора скорости, а может изменить лишь его величину. Если представить себе картинную плоскость, проведенную через центр планеты назначения, и отметить на ней точку пересечения этой плоскости с действительной траекторией, то с помощью коррекции вблизи Земли можно сместить эту точку лишь в одном определенном направлении, а также изменить время встречи. Следовательно, может оказаться невозможным осуществить сдвиг точки пересечения картинной плоскости именно в том направлении, в котором нужно, хотя тот сдвиг, который осуществим, может оказаться достаточно большим. Последнее видно из того, что небольшое изменение на-

чальной скорости приводит к большому изменению геоцентрической скорости выхода из сферы действия Земли и, следовательно, к значительному изменению гелиоцентрической скорости выхода (особенно когда выход происходит в сторону орбитального движения Земли).

Но по мере удаления от Земли делается возможным уже некоторый поворот вектора скорости путем коррекции, и в результате оказываются возможны смещения в картинной плоскости в разных направлениях, хотя некоторые направления требуют больших затрат, чем другие, т. е. эффективность коррекции в разных направлениях различна.

На последнем участке полета, перед входом в сферу действия и внутри нее, эффективность коррекции тем больше, чем раньше она производится, так как вблизи планеты труднее воздействовать на возросшую скорость. Правда, по мере приближения к планете эффективность коррекции для сдвига точки пересечения картинной плоскости в разных направлениях выравнивается [4.21].

Можно различать коррекции *одноразовые* и *многообразовые*. Многообразовая коррекция необходима, если первая коррекция не приводит к цели. Это бывает в случае ошибок в величине и направлении корректирующего импульса или вследствие неточности измерений. Но повторные коррекции могут заранее быть запланированы, если технически удобнее не сразу сместить точку пересечения картинной плоскости в нужном направлении, а постепенно. Такая многообразовая коррекция называется *неоднородной* [4.21]. При многообразовой коррекции импульсы могут сообщаться в тех точках, где одноразовая коррекция невыгодна (например, вблизи Земли).

Неоднородная коррекция неизбежна, если технические возможности системы ориентации космического аппарата таковы, что корректирующий импульс не может сообщаться в произвольном направлении.

Допустим, например, что система ориентации способна лишь развернуть космический аппарат таким путем, что сопло его корректирующей двигательной установки может быть направлено прямо на Солнце или прямо от Солнца [4.22]. Такая система ориентации технически очень проста, но понятно, что лишь при очень счастливых стечениях обстоятельств (все-таки величину импульса регулировать можно) первый же импульс такой «солнечной» коррекции исправит нужным образом гелиоцентрическую траекторию на участке между сферами действия Земли и планеты-цели.

Доказано, что многообразовая «солнечная» коррекция не может исправить более четырех параметров траектории, а один импульс исправляет один параметр. В частности, исправить время встречи планетой в принципе возможно лишь в том случае, если плоскости межпланетной гелиоцентрической траектории и орбиты планеты совпадают, а это фактически невозможно (см. § 2 гл. 16). Место встре-

чи космического аппарата с планетой назначения predetermined уже перед коррекцией — это должна быть точка, в которой орбита планеты пересекает плоскость полета космического аппарата. Между тем эта плоскость при «солнечной» коррекции не может быть никак изменена, ибо корректирующий импульс не выходит из нее. Но если место встречи predetermined, то predetermined и момент прихода планеты в точку встречи. Значит, при всех импульсах многократной «солнечной» коррекции нужно, чтобы продолжительность полета по исправленной траектории не отличалась от предшествующей.

Другой случай ограниченности выбора корректирующих импульсов характерен для такой системы ориентации, которая обеспечивает свободу поворота вокруг некоторой оси, направленной на какую-нибудь яркую звезду или Солнце. Эта система ориентации также технически достаточно проста, но теперь корректирующий импульс может лишь располагаться в плоскости, перпендикулярной к направлению на светило, или, во всяком случае, обязан образовывать с этим направлением заданный угол (двигатель жестко скреплен с космическим аппаратом). Несмотря на указанную ограниченность, двухкратная коррекция при такой системе ориентации позволяет изменить три параметра траектории. При полетах к внешним планетам существуют участки траектории, где подобная коррекция дает не худшие результаты, чем коррекция, обладающая полной свободой выбора направления импульса [4.23].

При подсчете энергетических затрат на осуществление той или иной космической операции важно знать резерв топлива, который нужно предусмотреть для проведения коррекций траекторий полета. Теоретические исследования и практика космических полетов показывают, что суммарные затраты характеристической скорости на корректирующие маневры составляют в самых сложных ситуациях несколько сотен метров в секунду за один перелет. Эта величина с развитием ракетной техники (увеличением массы космических аппаратов) будет падать. Поэтому при подсчетах суммарных характеристических скоростей расходами на коррекции мы будем пренебрегать.