

Глава 23

ПРЕДДВЕРИЕ ПОЛЕТА К ЗВЕЗДАМ

§ 1. Заплутонное пространство

Мы не имеем представления о том, что находится за орбитой Плутона. Вполне возможно, что сам небольшой Плутон со своим открытым в 1978 г. спутником Хароном является одним из членов второго семейства астероидов, расположенного во внешней части Солнечной системы. Был же открыт астрономом Коуэлом в том же богатом открытиях 1978 году темный объект диаметром порядка 100 км, движущийся по орбите с перигелием чуть ближе орбиты Сатурна и афелием немного ближе орбиты Урана.

До сих пор мы в этой книге не занимались вопросами полетов в заплутонную область, так как не знали объектов, которые могли бы служить целью полетов. Правда, существует гипотеза о том, что на расстоянии от 100 000 до 150 000 а. е. от Солнца находится так называемое *кометное облако Оорта*, представляющее собой «родину комет». Возмущения со стороны звезд, как предполагают, «сталкивают» некоторые кометы внутрь Солнечной системы. Это — долгопериодические кометы. Когда долгопериодическая комета оказывается вблизи планеты из группы Юпитера, она может под действием притяжения планеты перейти на орбиту короткопериодической кометы [5.1].

Ближайшая к Солнцу звезда находится на расстоянии 270 000 а. е., т. е. 4,27 светового года (1 световой год = $9,47 \times 10^{12}$ км = 63 000 а. е.).

Сфера действия Солнца по отношению к ядру Галактики имеет радиус 60 000 а. е., т. е. почти 1 световой год или примерно 1500 средних расстояний Плутона от Солнца.

Заплутонное пространство — это огромная область, окружающая свою сердцевину — Солнечную систему. Физические условия в ней определяются уже не только Солнцем, но и межзвездной средой. Изучение этого пространства средствами космонавтики представляет большой интерес. Мы рассмотрим здесь представляющиеся возможности с одной точки зрения: сколько времени требуется для проникновения космического аппарата на достаточно далекие от Солнца расстояния.

§ 2. Полеты с большой тягой

При старте с третьей космической скоростью полет до границы сферы действия Солнца будет продолжаться 1,1 млн. лет (расчет по формуле (12') в § 4 гл. 13). Разумеется, траектории полетов в заплутонную область должны быть резко гиперболическими. Рассмотрим возможности сокращения длительности полетов в заплутонную область.

1. *Попутный пролет Юпитера.* Максимальным эффект пролета будет при сходе с низкой околоземной орбиты со скоростью 18,3 км/с. Тогда $V_{\infty} = 46,9$ км/с и за 50 лет преодолевается 600 а. е., причем Плутон будет пройден через 3 года [5.2].

2. *Активный маневр вблизи Солнца.* Рассмотрим рис. 123 в § 7 гл. 13. Если на нем поменять направления всех стрелок на обратные («обратить движение»), то, считая в случае 1 центр притяжения Солнцем (а не планетой), а круговую орбиту — орбитой Земли, придем к следующему выводу: *при уходе из сферы действия Солнца в тех случаях, когда $V_{\infty} > V_3 \cdot \sqrt{2}$, т. е. когда заданная скорость на бесконечности больше скорости освобождения на расстоянии 1 а. е. от Солнца (42,122 км/с), выгоднее совершить двухимпульсный маневр.* Этот маневр заключается в том, что сначала космический аппарат посылается внутрь Солнечной системы (как, скажем, «Гелиос») и затем в перигелии его орбиты сообщается второй, разгонный импульс. Желательно, чтобы перигелий был расположен как можно ближе к Солнцу. Чем ближе — тем меньше сумма двух импульсов и тем больше выигрыш по сравнению с прямым уходом с орбиты Земли.

Пусть наша цель — удалиться по гиперболе, для которой $V_{\infty} = 100$ км/с. При этом за 50 лет можно было бы достичь расстояния от Солнца 1074 а. е. При перигелии 0,01 а. е. сумма импульсов составила бы около 34 км/с, в том числе 20,07 км/с при сходе с низкой околоземной орбиты и 13,8 км/с — импульс в перигелии. Но при желании выйти на траекторию $V_{\infty} = 600$ км/с (чтобы за 50 лет достичь расстояния 6320 а. е.) придется затратить суммарную характеристическую скорость 334 км/с (импульс в перигелии 314 км/с) [5.2]. Тяжелейшая задача даже для газофазных ЯРД!

3. *Активный маневр вблизи Солнца при полете к Солнцу через Юпитер.* Этот вариант никаких особых выгод не дает, так как космический аппарат приходит в окрестность Солнца почти с той же скоростью, что и при сходе с орбиты Земли.

4. *Маневр вблизи Солнца после облета Сатурна и Юпитера* [5.2]. Имеется в виду активный облет Сатурна, после которого космический аппарат, начав совершать обратное обращение, направляется навстречу Юпитеру. В результате планетоцентрическая скорость увеличивается настолько, что из пертурбационного ма-

невра в поле Юпитера достигается чуть ли не максимум возможного. К сожалению, оптимистические выводы автора работы [5.2], предложившего описанный маневр, оказались ошибочными. В работе утверждалось, что этот маневр позволяет выйти на гиперболу $V_{\infty} \leq \leq 180$ км/с даже без импульса вблизи Солнца; достаточно, если сумма импульсов при сходе с околоземной орбиты и у Сатурна достигает 13 км/с. Ошибочность этого вывода делается ясной из рассмотрения порядков скоростей Сатурна, Юпитера и максимальных возможностей, предоставляемых их полями тяготения¹⁾.

Заметим, что уход от Солнца по гиперболе с достаточно большой скоростью на бесконечности V_{∞} (скажем, 100 км/с и более), уже начиная с расстояния 1 а. е. от Солнца, происходит с почти постоянной скоростью, близкой V_{∞} . Это позволяет легко оценить время импульсного полета на большие расстояния. При $V_{\infty} = 100$ км/с (доступная величина при активном маневре вблизи Солнца) граница сферы действия Солнца достигается примерно за 2800 лет (100 км/с = 21,1 а. е./год).

Нужны другие средства.

§ 3. Полеты с малой тягой

На расстоянии от Солнца, равном среднему расстоянию Плутона, гравитационное ускорение равно $3,8 \cdot 10^{-17}$ м/с². Если принять реактивное ускорение равным $10^{-4} g \approx 10^{-3}$ м/с² (а оно может быть в несколько раз больше), то гравитационным ускорением следует пренебречь. Тогда, предполагая движение происходящим с постоянным реактивным ускорением a (очень грубое предположение), мы для расстояния $R = 60\,000$ а. е. = $9 \cdot 10^{15}$ м найдем из формулы $R = at^2/2$ время t . Оно оказывается равным $4,24 \cdot 10^9$ с = 134 годам. Фактически оно может быть в несколько раз меньше. Итак, исследование заплутонного пространства с помощью аппаратов, оснащенных ядерными электроракетными двигателями, вполне реально.

В нашем случае скорость космического аппарата в конце пути равна $V = at = 10^{-3} \cdot 4,24 \cdot 10^9$ м/с = 4240 км/с. Скорость эта огромна, но она все же весьма далека от скорости света 300 000 км/с. Это оправдывает наш расчет, не учитывающий эффектов теории относительности.

Одна из задач полетов далеко за орбиту Плутона — уточнение шкалы межзвездных расстояний путем прямых триангуляционных измерений²⁾.

¹⁾ Автор настоящей книги, покоренный красотой предложенного в работе [5.2] маневра, изложил результат работы во втором издании этой книги, не заметив его ошибочности. На эту ошибку указал читатель книги А. Блинов (студент-физик из Новосибирска), которому автор чрезвычайно признателен.

²⁾ Jaffe L. D., Ivie C. V. — Icarus, 1979, v. 39, № 3.