

Глава 20

ПОЛЕТЫ К АСТЕРОИДАМ

§ 1. Пролет астероида

Общее количество малых планет, или астероидов, в Солнечной системе оценивается в 150—250 тысяч. На 1 января 1970 г. в астрономических каталогах были зарегистрированы орбиты 1746 астероидов. Можно предполагать, что общая масса всех астероидов не превышает 0,001 массы Земли [4.88].

Астероиды представляют собой небесные тела различных размеров. Самые крупные из астероидов — Церера (770 км в диаметре), Паллада (490 км), Веста (380 км), Юнона (190 км). Самые небольшие из известных астероидов имеют диаметры около 1 км. Меньшие астероиды, по существу, не отличаются от крупных метеорных тел.

подавляющее большинство орбит астероидов располагается между орбитами Марса и Юпитера. Некоторые астероиды, однако, заходят внутрь орбиты Земли и даже Меркурия (Икар — эксцентриситет 0,827, большая полуось 1,078 а. е.), а орбита Гидальго простирается почти до орбиты Сатурна. Многие орбиты очень круто наклонены к плоскости эклиптики (Гидальго — 42,5°, Бетулия — 52°).

Ожидается, что изучение астероидов, особенно составляющего их вещества, может пролить свет на происхождение Солнечной системы.

Пролеты астероидов отличаются от пролетов больших планет тем, что поле тяготения астероида вовсе не искривляет траекторию космического аппарата или искривляет ее очень слабо и лишь вблизи астероида. Большое число астероидов позволяет рассчитывать на возможность пролета нескольких из них одним космическим аппаратом.

Полет ко многим астероидам должен происходить по траекториям, сильно наклоненным к эклиптике, что снижает величину полезной нагрузки. Поэтому часто рассматривается использование солнечных ЭРДУ для полетов к астероидам [4.62, 4.89—4.91], в частности вместе с пролетом мимо Земли [4.70] (см. § 3 гл. 19). Это

позволяет, кстати, в широких пределах варьировать время запуска. Когда цель эксперимента — простой пролет, ЭРДУ может работать только на какой-то начальной части пути, продолжая разгон, начатый химической ракетой-носителем.

§ 2. Встреча с астероидом

Здесь слово «встреча» употребляется в смысле § 6 гл. 5: уравнивание скоростей космического аппарата и астероида. Такая постановка задачи возможна из-за слабой гравитации астероидов (см.

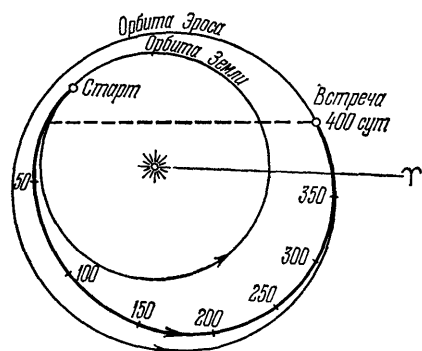


Рис. 162. Траектория полета с малой тягой для встречи с Эросом [4.90].

ниже) и позволяет определить затраты топлива на операцию. Кроме того, из-за неопределенности масс астероидов ¹⁾ целесообразно проектировать встречу не с самим астероидом, а с некоторой фиктивной целью, отстоящей от него на расстоянии порядка 10 000 км [4.90]. Теория переходов между некруговыми и некомпланарными (не лежащими в одной плоскости) орбитами ²⁾, т. е. в условиях, когда заведомо нельзя пользоваться упрощенной моделью планетных орбит, очень сложна. Рассмотрим самый, пожалуй, простой случай: эллиптическая орбита астероида лежит в плоскости эклиптики, а орбиту Земли будем считать в точности круговой. Можно доказать, что при этом выгоднее всего осуществить встречу в перигелии или афелии астероида при, естественно, определенной угловой дальности, но полет с такой угловой дальностью возможен гораздо реже, чем в синодический период. (Так же редко, как наступление противостояния в одной и той же точке орбиты Земли.) А теперь представим себе, что орбита имеет еще и сильный наклон к эклиптике!.. Несколько большую свободу выбора старта дает применение двигателей малой тяги, позволяющее в довольно широких пределах варьировать угловую дальность.

Впрочем, для подавляющего большинства астероидов эксцентриситет невелик (среднее значение 0,15), а наклоны умеренны

¹⁾ Массы оцениваются по размерам астероидов в предположении, что их плотности . . . равны плотности Земли (в других расчетах — плотности Луны), а размеры оцениваются по блеску светил и довольно произвольным оценкам отражающих свойств поверхностей (только Церера, Паллада, Веста и Юнона измерены непосредственно).

²⁾ Различные случаи рассматриваются в большем числе работ. Упомянем обзор [4.92].

в среднем $9,7^\circ$) [4.88]. В частности, 14 астероидов постоянно расположены вблизи треугольных точек либрации системы Солнце — Юпитер, колеблясь (с амплитудами в десятки миллионов километров) около точки, опережающей Юпитер на 60° («Греки»), и точки, отстающей на 60° от него («Троянцы»). Примерное значение суммарной характеристической скорости для встречи с любым из них мы найдем, сложив данные для Юпитера из столбца 2 (или 3, или 4) табл. 6 в § 4 гл. 13 и столбца 2 табл. 8 в § 5 гл. 13.

На рис. 162 изображена траектория полета космического аппарата с солнечной ЭРДУ, обеспечивающая после 400 сут полета (старт в феврале 1977 г.) выход с нулевой относительной скоростью в точку, отстоящую на 10 000 км от Эроса (со стороны Солнца). ЭРДУ действует в течение 390 сут, сначала разгоняя, а затем тормозя космический аппарат (удельный импульс 3000 с, мощность 8,6 кВт). Космический аппарат массой 1026 кг (в том числе 280 кг двигательной установки и 245 кг рабочего тела) получает добавочную скорость $v_{\text{вых}}=1,8$ км/с от ракеты-носителя «Атлас — Центавр» [4.90].

§ 3. Выход на орбиту вокруг астероида

Сближение с Эросом по излагаемому проекту [4.90] состоит из серии разгонов и торможений с помощью ЭРД. В промежутках между активными участками поддерживается нулевая относительная скорость и производятся наблюдения и навигационные измерения (по нескольку суток). Фигура астероида, его размеры и форма должны быть установлены еще до расстояния 2000 км (пока изображение не заполнит весь экран). Ближе 40 км поддерживать нулевую относительную скорость, видимо, не удастся, так как гравитационное ускорение от астероида начнет превышать реактивное. К этому моменту (примерно за две недели маневров) будет израсходовано 20 кг рабочего тела ЭРДУ (ртуть).

Ближе 40 км траекторные измерения и показания бортового гравиметра (измерителя градиента гравитации, см. § 3 гл. 2) помогут определить массу Эроса, но сближение нельзя затягивать, так как мощи ЭРДУ может не хватить для выхода на орбиту. За несколько часов работы (несколько метров в секунду характеристической скорости) ЭРД переведут аппарат по спирали на орбиту вокруг Эроса радиуса несколько десятков километров. Период обращения по круговой орбите радиуса 25 км будет примерно 0,5 сут, скорость 3,5 м/с. «Стационарная» орбита (период 5 ч 16 мин) имеет радиус 14,5 км, но движение по ней должно быть крайне неустойчивым, так как Эрос, по мнению одних [4.90], напоминает эллипсоид размерами $5 \times 8 \times 27$ км, по мнению других [4.88], — грушу 6×32 км. Спутник, видимо, заденет астероид, даже если орбита будет лежать в плоскости,

перпендикулярной к продольной оси «груши». Но с помощью спиральной раскрутки орбиту можно будет поднять.

В конце концов необходимые измерения можно провести и не выходя на орбиту вокруг Эроса, а поддерживая нулевую относительную скорость где-нибудь на расстоянии 50 км. В случае полета к крупным астероидам это сделать невозможно. Например, удерживать аппарат с нулевой скоростью относительно Весты можно при расстоянии 15 000 км, а это слишком много для производства наблюдений. Без выхода на орбиту спутника не обойтись! Согласно расчетам [4.90], с помощью солнечно-электрической установки можно подойти к Церере с любой стороны и выйти на орбиту любой ориентации при затрате ± 60 кг рабочего тела по сравнению с номинально необходимым для сопровождения Цереры с нулевой относительной скоростью.

§ 4. Посадка на астероид и возвращение на Землю

Скорости освобождения на поверхности четырех самых крупных астероидов измеряются лишь сотнями метров в секунду, а на астероидах размерами в несколько километров — метрами в секунду. Посадки на большие астероиды (специальных отсеков) должны происходить с помощью тормозных ЖРД и РДТТ, посадки на астероиды типа Эроса могут быть в принципе жесткими, без торможения (скорость падения «из бесконечности» на поверхность — порядка 10 м/с), а посадки на астероиды типа Икара (1—2 км в диаметре) должны представлять собой простое причаливание.

По одному из детальных проектов [4.90] 18 ноября 1976 г. ракета-носитель «Тиган-3Е» выводит на траекторию ($v_{\text{вых}} = 1$ км/с) космический аппарат массой 1792 кг. Аппарат прибывает в точку, отстоящую на 1000 км от Эроса со стороны Солнца, 11 июля 1978 г., через 600 сут, причем все 600 сут работает ЭРДУ (6 ртутных ионных двигателей тягой по 15 гс). Далее, в течение 30 сут совершаются маневры с помощью ЭРДУ по приближению к Эросу и обходу его с разных сторон (затрата 6,6 м/с суммарной характеристической скорости). При этом выбирается область для причаливания. С помощью 8 вспомогательных ЖРД тягой по 11,3 кгс аппарат приближается к Эросу и зависает на высоте 150 м. В поверхность втыкается реактивный гарпун, тянущий за собой трос, по которому на поверхность спускается специальный отсек с рычажной системой для забора образцов грунта. Отсек остается на Эросе, но герметичная капсула с образцами возвращается на аппарат, который по вертикали удаляется от Эроса. 19 октября 1978 г., через 100 сут после встречи с Эросом, аппарат отправляется на Землю и еще через 475 сут (в том числе первые 95 сут работы ЭРДУ), 6 февраля 1980 г., возвращаемая капсула с образцами массой 50 кг входит со скоростью 12,8 км/с в атмосферу Земли. Продолжительность эксперимента 3,2 года [4.90]

Согласно другому исследованию [4.91], 18 ноября 1976 г., 27 января 1979 г., 20 августа 1976 г. и 1 февраля 1978 г. возможны запуски аппаратов с ЭРДУ (удельный импульс 3500—4000 с) с помощью ракет-носителей «Атлас — Центавр» для пролетов соответственно Цереры, Паллады, Весты и Юноны с полезными нагрузками по 500 кг (в том числе приборы и датчики 181 кг). 18 ноября 1976 г. и 1 февраля 1978 г. были возможны запуски с помощью ракеты «Титан-3Х — Центавр» ($v_{\text{вых}}=7$ км/с) аппаратов с полезными нагрузками 635—726 кг для встреч соответственно с Церерой и с Юноной. Без ЭРДУ для этого были бы нужны ракеты-гиганты «Сатурн-5».