

Глава 21

ПОЛЕТЫ К КОМЕТАМ

§ 1. Импульсные полеты

Мы будем рассматривать полеты к *ядрам* комет, состоящим, по данным астрономии, из льдистых твердых веществ, в которые вкраплены каменные частицы и пылинки (метеорное вещество). Размеры ядер — от нескольких сот метров до нескольких километров. При приближении к Солнцу вещество ядра начинает испаряться и образуется туманная газообразная оболочка — *кома* (поперечником 10^4 — 10^5 км), составляющая вместе с ядром *голову* кометы. Под действием давления солнечного света и в результате взаимодействия солнечного ветра с веществом кометы образуется ее *хвост*, простирающийся в сторону от Солнца на десятки и сотни миллионов километров (наблюдавшийся рекорд — 900 млн. км).

Предполагается, что общее число комет порядка ста миллиардов, но их суммарная масса не превышает 0,1 земной. Большинство их составляет облако на расстоянии 100000—150000 а. е. (облако Оорта) на границе сферы действия Солнца, мы же наблюдаем только те, которые вблизи Солнца образуют комы и хвосты.

Объектом исследования для космонавтики служат короткопериодические кометы, орбиты которых лежат в пределах обозреваемой части Солнечной системы. Долгопериодические кометы, совершающие один оборот вокруг Солнца за многие миллионы лет, представляют как случайные гости нашей планетной системы гораздо меньший интерес.

Большинство комет имеет очень сильно вытянутые, огромные эллиптические орбиты. Орбитальная скорость таких комет в перигелии близка к параболической. Плоскости движения обычно сильно наклонены к плоскости эклиптики. Направление движения вокруг Солнца у некоторых комет, например у кометы Галлея (см. § 2), обратно общему направлению обращения планет. Поэтому те трудности, о которых говорилось в предыдущей главе в связи с полетами к некоторым астероидам, теперь, в гораздо большей степени, от-

носятся к большинству комет. Даже простой пролет кометы может представлять собой нелегкую задачу. При сильном наклоне орбиты лучше всего, казалось бы, проектировать встречу в ее узле, чтобы перелет мог происходить в плоскости эклиптики. И лучше всего, если перелет происходит по траектории, близкой к полуэллиптической, а для этого требуется, чтобы благоприятное положение Земли на орбите было приурочено к прохождению кометой узла, что может случиться не часто. Но зарегистрированных комет много, и отбор их для перехвата такого рода возможен.

Но тут возникает новая трудность, уже аппаратурного характера. Ядро кометы мало, и изучать его со слишком большого расстояния невозможно, а на малом расстоянии должна быть ограничена относительная скорость пролета, иначе ядро промелькнет в поле зрения телекамер как метеор. Утверждалось, что расстояние должно быть не более 5000 км, а относительная скорость при этом не превышать 16 км/с. Увы, относительная скорость при пролете кометы Галлея в 1986 г., когда она с огромной скоростью приходит в центр Солнечной системы, может составить 70 км/с [4.93].

Лучше обстоит дело с кометой Энке, проходящей перигелий (0,37 а. е.) 7 декабря 1980 г. (период обращения 3,3 года, наклонение 12°). При старте со скоростью 15 км/с (приведенной к поверхности Земли) вблизи узла орбиты Энке скорость пролета вблизи перигелия кометы равна 7,1 км/с; при старте со скоростью 13 км/с — скорость пролета 29 км/с. Она может быть уменьшена, если приложить еще один импульс на среднем участке [4.94].

Для научных наблюдений гораздо более интересная, хотя и более сложная задача, — *сопровождение кометы*, требующее встречи с ней на некотором расстоянии (без стыковки), что, как известно, предполагает выравнивание скоростей. Для этого нужен как минимум двухимпульсный маневр с выходом из плоскости эклиптики и — в некоторых случаях (например, полет к знаменитой комете Галлея) — преодоление в какой-то мере орбитального движения Земли. Однако в ряде случаев получаются вполне приемлемые значения суммарных характеристических скоростей.

В одной из работ [4.95] приводятся результаты расчета на ЭВМ 59 многоимпульсных траекторий для встреч с 13 кометами (конечно, кометы Галлея среди них нет) во время их 15 появлений в центре Солнечной системы в период 1980—2000 гг. Суммарные характеристические скорости разрешают доставку в 58 случаях полезных грузов от 60 кг до 1,5 т с помощью ракеты «Титан-3D-Центавр» (иногда с присоединением ступени «Бёрнер-2») или более мощной «Титан-3F-Центавр». Число импульсов колеблется в разных случаях от 3 до 5. Трехимпульсный (биэллиптический) переход на орбиту кометы целесообразен в том случае, когда ее линия узлов близка к линии апсид, т. е. ее плоскость орбиты отклонена от плоскости эклиптики как бы поворотом вокруг линии апсид. Тогда космиче-

ский аппарат сначала по траектории, слабо наклоненной к эклиптике и близкой к полуэллипсу, приближается к афелию кометы, где второй импульс переводит движение в новую плоскость (поворот вектора скорости не требует слишком большого импульса из-за малости ее величины). Второй участок траектории (эллиптическое падение) уже близок к орбите кометы. Сближение с ней и выравнивание скоростей происходит где-то вблизи орбиты Земли. Пример: аппарат сходит с околоземной орбиты высотой 185 км со скоростью 5,97 км/с 26 февраля 1980 г., чтобы встретиться с кометой Энке через 3,82 года; второй и третий импульсы — 3,98 км/с и 0,58 км/с [4.95]¹⁾.

Было разработано несколько вариантов встречи с кометой Галлея при использовании пертурбационного маневра во время пролета Юпитера или Сатурна. Идея такой операции проста. Космический аппарат, облетев планету (возможен, в частности, и активный маневр), выходит на эллиптическую гелиоцентрическую орбиту с афелием, лежащим за орбитой Юпитера или Сатурна, причем плоскость орбиты совпадает с плоскостью орбиты кометы Галлея. Расчет тот, что, приближаясь к Солнцу, аппарат наберет большую скорость, так что, когда его нагонит комета Галлея (где-то за орбитой Марса), разница скоростей будет не столь велика. После выравнивания скоростей с помощью разгонного импульса оба тела дальше движутся бок о бок. Суммарная характеристическая скорость при активном облете Юпитера равна 28 км/с и требует использования ракеты класса «Сатурн-5» при очень малой полезной нагрузке [4.96].

Комета Галлея, имеющая период обращения 76,029 года, эксцентриситет орбиты 0,967, перигелийное расстояние 0,587 а. е. и наклонение 162,21° (точность этих значений не гарантируется) [4.1], в настоящее время возвращается из своего афелия, находящегося за орбитой Нептуна. Очевидно, описанная операция встречи должна быть начата загодя, а так как комета Галлея пройдет со скоростью 54,5 км/с свой перигелий 8 января 1986 г., то момент для старта, как это совершенно ясно, упущен. И действительно, чтобы использовать облет Сатурна старт должен был состояться в 1973 или 1974 гг., а при облете Юпитера — в 1977 или 1978 гг.

Вследствие неточности знания нами кометных орбит (они испытывают большие возмущения от планет, особенно вблизи афелиев, и немалые — от реактивных сил, вызванных испарением льдов в ядрах вблизи перигелиев) полеты к кометам требуют большего запаса характеристической скорости для коррекций, чем полеты к планетам.

¹⁾ Период обращения кометы Энке 3,302 года, эксцентриситет 0,847, перигелийное расстояние 0,339 а. е., большая полуось 2,22 а. е., наклонение 11,97°.

§ 2. Полеты с малой тягой

Применение ядерно-электрической двигательной установки (ЯЭРДУ) дает удивительный эффект при осуществлении операции встречи с кометой Галлея и отчетливо показывает преимущества ЭРД перед ЖРД в такого рода космических операциях.

Все траектории, рассчитанные на ЭВМ [4.95, 4.96], характерны тем, что космический аппарат, покинувший сферу действия Земли с помощью ЖРД, удаляясь от Солнца, сначала разгоняется, а затем тормозится посредством ЯЭРДУ таким образом, что в некоторый момент происходит разворот и начинается попятное движение к Солнцу (падение с реактивным разгоном), но уже с обратным обращением. Операция требует гораздо меньшего времени для своего завершения по сравнению с облетом Юпитера. В принципе момент еще не упущен! Кроме того, место встречи теперь ближе к Земле, а полезная нагрузка больше. На рис. 163 показана типичная траектория встречи с кометой Галлея. Она соответствует запуску 1 июня

1984 г. с «удельной энергией» $12,6 \text{ км}^2/\text{с}^2$ ($v_{\text{вых}} = 3,55 \text{ км/с}$). Полет продолжается 524 сут при непрерывной работе ЯЭРДУ с удельным импульсом 7900 с, начальным реактивным ускорением $7,5 \cdot 10^{-5} g$; характеристика затрат рабочего тела $J = 50 \text{ м}^2/\text{с}^3$ (см. § 2 гл. 3).

В конце 70-х гг. в США началась детальная разработка аппарата, снабженного солнечной ЭРДУ (СЭРДУ) вместо ядерной. Предполагается, что СЭРДУ снабжена специальными концентраторами солнечных лучей, применяемыми вдали от Солнца, чтобы усилить действие фотоэлементов. Траектории при этом мало отличаются от траектории с использованием ЯЭРДУ типа рис. 163, но старт должен производиться раньше — в 1981—1982 гг., а разворот происходит дальше от Солнца. Преимущество СЭРДУ перед ЯЭРДУ — относительная дешевизна [49.7], Выход из сферы действия Земли обеспечивается МТА IUS, стартующим с борта «Шатла».

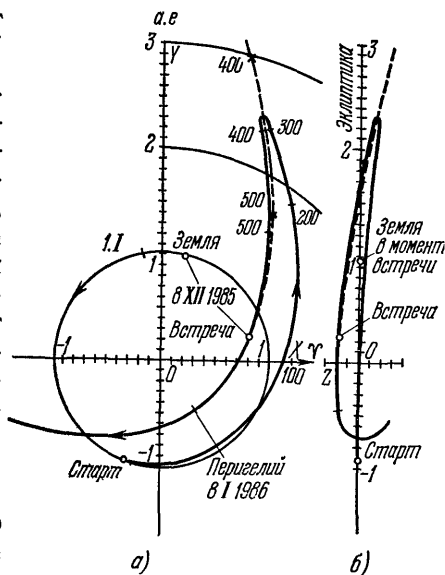


Рис. 163 Траектория полета (сплошная линия) к комете Галлея (орбита — пунктиром) при непрерывной работе ЯЭРДУ: а) проекция на плоскость эклиптики (вид с севера); б) вид со стороны точки весеннего равноденствия. Числовые отметки на траектории — время после старта в сутках, на осях — расстояние в а. е. [4 96].

Наряду с разработкой варианта полета к комете Галлея с СЭРДУ в качестве альтернативы в 1977—1978 гг. в США начал разрабатываться проект полета с помощью солнечного паруса [4.98]. Рассматривались квадратный парус размером 800×800 м и роторный, состоящий из 12 вращающихся лопастей размером 7500×8 м (скорость вращения $0,3$ об/мин). Старт был бы возможен в 1981—1982 гг.

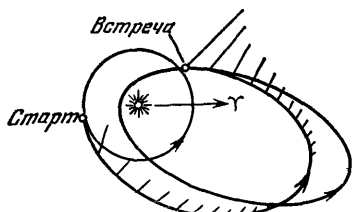


Рис 164. Схема встречи с кометой Энке аппарата с солнечной ЭРДУ [4 90] Штрихи показывают в некотором масштабе векторы сил тяги (тяга уменьшается с удалением от Солнца).

(необходимые пленки уже есть). Предполагался выход из сферы действия Земли с помощью МТА IUS, стартующего с орбитального самолета «Шатл» 1 ноября 1981 г. Энергия запуска $12 \text{ км}^2/\text{с}^2$, что соответствует начальной скорости $11,710 \text{ км/с}$ (приведена к поверхности Земли). Траектория аппарата должна неизбежно напоминать траекторию, показанную на рис. 162. Полет продолжается 4,38 года. Встреча происходит 19 марта 1986 г., когда комета находится на расстоянии 1 а. е.

от Солнца и на таком же расстоянии от Земли. Расстояние от ядра кометы должно при этом составлять от 500 до 10 км.

От осуществления описанного дешевого по сравнению с другими проекта в США, однако, отказались, причем в пользу солнечных ЭРД: произвести натурные эксперименты в космосе перед полетом уже не было времени. Недостаток средств заставил затем отказаться и от полета с помощью СЭРДУ.

Другим важнейшим объектом для встречи из числа комет служит комета Энке. Проектов использования СЭРДУ очень много. В качестве наглядного примера соответствующей операции можно привести траекторию на рис. 164, которая в точности, правда, не может быть воспроизведена в ближайшее время, так как предусматривает старт в марте 1978 г., разумеется, при определенном начальном расположении Земли и кометы. Выход из сферы действия Земли аппарата массой 1625 кг происходит с помощью ракеты «Титан-3Е» со скоростью $v_{\text{вых}} = 7,36 \text{ км/с}$. Полезная нагрузка 635 кг . Полет продолжается 960 сут [4.90].

Комета Энке — частый гость в центре Солнечной системы. и проектов, приуроченных к разным сезонам, много (окна запусков при использовании ЭРД, как мы знаем, широки). В частности, рассматриваются варианты не встречи, а замедленного пролета. Они требуют меньшей длительности всего перелета. Например, при 642 сутках работы СЭРДУ пролет со скоростью 4 км/с может произойти на 662-й день после старта [4.99].

В 1978 г. специалисты NASA решили в 1981 г. начать работы по новой программе, в соответствии с которой в 1985 г. должен стартовать космический аппарат для встречи с кометой Энке или

кометой Темпеля-2¹⁾, причем в обоих случаях в том же 1985 г. аппарат должен по пути пролететь мимо кометы Галлея. Предпочтение отдается комете Темпеля-2, так как при ее сопровождении аппарат подвергнется меньшему нагреву в перигелии. В этом втором случае старт происходит в августе 1985 г., пролет кометы Галлея в ноябре 1985 г. (расстояние от Земли 150 млн. км), встреча с кометой Темпеля-2 в июле 1988 г. (210 млн км от Земли, по мере сопровождения расстояние сокращается до 60 млн. км). При пролете кометы Галлея сбрасывается зонд, который должен выйти в область головы кометы и передать данные о ее составе. После 6 месяцев сопровождения кометы Темпеля-2 аппарат пытается вплотную сблизиться с ядром [4.100].

§ 3. Операции вблизи ядра кометы

О ядрах комет известно мало. Можно предположить [4.90], что ядро кометы Энке имеет радиус $0,7 \div 4$ км; если принять значение 1,8 км, то при плотности 1 г/см^3 (лед) получаем массу $2,4 \cdot 10^{10}$ т. Притяжение ядра должно начать сказываться на движении с расстояния 50 км, а на расстоянии примерно 3 км от центра ядра оно может превысить тягу ЭРД. Измерения на меньшем расстоянии должны производиться с орбиты спутника кометы или при пролете со скоростью нескольких метров в секунду. Существуют предположения, что ядро кометы Энке вращается [4.88], «разбрызгивая» вблизи перигелия продукты своей активности. Высказывались опасения [4.90], что они могут повредить панели солнечных элементов.

Предлагалось [4.90] выводить космический аппарат в точку на расстоянии 50 000 км от ядра кометы Энке с солнечной стороны (т. е. примерно на границе комы). Далее, аппарат может начать прочесывание в разных направлениях комы и основания хвоста (на 100 000 км в глубину), перемещаясь под действием ЭРДУ (расход топлива 50 кг), а также выходить на орбиту вокруг ядра. При расстояниях в перицентре $4 r^*$ и апоцентре $8 r^*$ (r^* — радиус ядра) скорость в перицентре составит всего лишь 0,5 м/с. Выход на такую орбиту потребует часа работы ЭРДУ и ничтожного количества топлива.

Возможны причаливание к ядру кометы с помощью гарпунного приспособления (из-за рыхлости ядра) и возврат на Землю образцов вещества ядра [4.90].

¹⁾ Орбита кометы Темпеля-2 имеет период 5,260 года, эксцентриситет 0,548, перигелийное расстояние $1,364 \text{ а. е.}$, большую полуось $3,01 \text{ а. е.}$, наклонение $12,48^\circ$. Описываемый проект в конце 1979 г. был заменен простым пролетом кометы Галлея (без СЭРДУ).