

Глава 3

АКТИВНОЕ ДВИЖЕНИЕ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

§ 1. Выход на траекторию свободного полета

Вернемся теперь от рассматривавшегося в главе 2 пассивного движения космического аппарата к активному движению, которым мы уже отчасти занимались в главе 1. Однако тогда мы рассматривали движение ракетного аппарата в воображаемом пространстве, свободном от действия всяких сил. Только для такого пространства и была справедлива формула Циолковского, определяющая величину идеальной скорости.

Попробуем качественно оценить влияние сил, которые не учитываются при вычислении скорости. На *начальном участке* траектории ракеты-носителя, представляющем собой участок разгона или участок выхода на траекторию пассивного (свободного, баллистического) полета, существенную роль играют сила притяжения Земли и аэродинамическая сила сопротивления атмосферы.

Предположим, что мы имеем две ракеты-носителя. Первая из них сообщает космическому аппарату на определенной высоте над Землей какую-то вертикальную начальную скорость и тем самым выводит его на радиальную прямолинейную траекторию. Другая ракета сообщает космическому аппарату той же массы на той же высоте горизонтальную начальную скорость той же величины, что и первая ракета. Какая ракета должна обладать большими энергетическими ресурсами?

На первый взгляд может показаться, что энергетические ресурсы обеих ракет должны быть одинаковы, но это неверно. Если бы разгон ракеты происходил в «свободном» пространстве, то приобретенная начальная скорость просто равнялась бы идеальной скорости ракеты. Но действие сил притяжения Земли, а также сопротивления атмосферы приводит к так называемым *гравитационным* и *аэродинамическим потерям* [1.36]. Ракета должна компенсировать эти потери дополнительной затратой топлива, и в результате фактическая приобретенная скорость всегда оказывается меньше идеальной.

Величина потерь скорости сильно зависит от формы активного участка траектории. Обычно ракета стартует вертикально, чтобы побыстрее, пока скорость невелика, пробить плотные слои атмосферы и тем самым уменьшить аэродинамические потери, которые тем больше, чем больше скорость. Если ракета должна приобрести вертикальную скорость, то дальнейший разгон также происходит в вертикальном направлении. Если же приобретаемая скорость должна быть горизонтальна, то ракета отклоняется от вертикального курса и постепенно переходит к разгону в горизонтальном направлении.

Попробуем определить гравитационные потери на участке вертикального подъема ракеты. Ввиду того, что этот участок невелик по сравнению с радиусом Земли (не более нескольких десятков километров), ускорение силы тяжести на нем можно с достаточной точностью считать постоянным и равным $g=9,8$ м/с². Пусть вертикальный подъем продолжается в течение времени t . Тогда гравитационные потери скорости равны gt — величине той скорости, которую бы набрало тело, падая равноускоренно, за время t . Если предположить, что реактивное ускорение a_p также постоянно ¹⁾, то время подъема

$$t = \frac{w}{a_p} \ln \frac{m_0}{m_k},$$

где m_k — масса ракеты в момент окончания вертикального подъема (мы опускаем вывод последней формулы, требующий знания высшей математики). В результате вместо характеристической скорости, соответствующей формуле Циолковского, ракета разовьет скорость, равную идеальной скорости минус гравитационные потери gt , т. е.

$$v = w \left(1 - \frac{g}{a_p} \right) \ln \frac{m_0}{m_k}.$$

Эта формула была также впервые выведена К. Э. Циолковским и носит название *второй формулы Циолковского*. Из нее вытекает, что если $a_p = g$, т. е. реактивное ускорение равно ускорению силы тяжести, то скорость ракеты равна нулю: ракета не отрывается от Земли. Ракета поднимается только в том случае, если реактивное ускорение будет больше ускорения силы тяжести. При этом, как показывает формула, чем больше реактивное ускорение, тем меньше гравитационные потери. Да это и понятно: ведь тогда меньше времени уйдет на разгон и сила тяжести не успеет заметно сказаться на конечной скорости. Если, например, реактивное

¹⁾ Для этого сила тяги должна была бы по мере подъема уменьшаться благодаря определенному режиму работы двигателя (непрерывно уменьшающийся секундный расход массы рабочего тела).

ускорение превышает в два раза ускорение свободного падения, то гравитационные потери уменьшают скорость ракеты по сравнению с идеальной на 50%. Если же первое ускорение в пять раз больше второго — на 20%, если в десять раз — на 10% и т. д.

Часть гравитационных потерь составляют потери сразу после включения двигателей первой ступени, когда ракета еще удерживается на Земле своей тяжестью, так как сила тяги еще не превышает ее веса, а ведь в свободном пространстве она бы уже мчалась вперед! Пусковое устройство советской ракеты «Союз», поддерживающее ее в вертикальном положении, отпускает ее в точности в тот момент, когда тяга сравняется с весом ракеты. Остроумное конструктивное решение заключается в том, что ракета висит на четырех уравновешенных рычагах, которые отклоняются в сторону (и потому перестают удерживать ракету), как только ракета перестает давить на них своей тяжестью [1.2]. Но и в первые мгновения после начала движения потери за каждую секунду очень велики, пока не будет достигнута расчетная тяга.

Может показаться, что следует всегда стремиться к максимальному увеличению начального реактивного ускорения (т. е. максимальному превышению тяги над весом ракеты), чтобы уменьшить гравитационные потери, но на самом деле задача выбора оптимального ускорения подъема ракеты оказывается гораздо более сложной. Не говоря уже о вреде слишком больших реактивных ускорений для организма космонавтов, чересчур большая тяга приводит к такому дополнительному увеличению массы двигателя, теплозащитного экрана (из-за увеличения скорости подъема и, следовательно, нагрева носового конуса) и конструкции (требующей большей прочности), которое может «съесть» весь выигрыш от уменьшения гравитационных потерь.

На участке наклонного подъема ракеты гравитационные потери определяются проекцией ускорения силы тяжести на направление вектора скорости. Чем более полого летит ракета, тем меньше эта проекция и меньше гравитационные потери.

Дополнительным источником потерь при наклонном подъеме служит отклонение вектора тяги от направления вектора скорости. Это отклонение неизбежно, если мы хотим заставить ракету следовать по определенной (не вертикальной) траектории разгона. А отсюда следует, что не вся тяга расходуется на увеличение скорости. Возникающие потери скорости могут быть названы *потерями на управление* [1.44]. Эти потери, конечно, представляют собой меньшее зло, чем огромные лишние гравитационные потери в случае вертикального разгона. Потери на управление могут быть условно включены в гравитационные, так как их происхождение связано с наличием силы тяжести.

Из сказанного ясно, что если одна ракета разгоняется до вертикальной начальной скорости, а другая до горизонтальной, причем

разгон заканчивается на одинаковой высоте, то первая ракета должна иметь большую стартовую массу, чем вторая, если мы хотим сообщить одну и ту же скорость одинаковой полезной нагрузке. Если же мы располагаем одинаковыми ракетами, но все-таки хотим в обоих случаях достичь одной и той же скорости, то нам придется пожертвовать значительной частью полезной нагрузки первой ракеты. (Чрезвычайно редок, но не исключен случай, когда сила тяготения способствует разгону. Пример: экспериментальный вход в атмосферу на нисходящей ветви баллистической траектории при дополнительном ракетном разгоне.)

По опубликованным данным [1.44] идеальная скорость при выведении на траекторию полета к Луне американского космического корабля «Аполлон» равна 12,5 км/с и включает в себя гравитационные потери 1,68 км/с, аэродинамические потери 0,05 км/с и потери на управление 0,19 км/с. Каждый лишний метр в секунду идеальной скорости эквивалентен при этом потере примерно 15 кг полезной нагрузки.

Вот почему в космонавтике всегда стараются по возможности избегать вертикальных траекторий и траекторий, у которых начальная скорость пассивного участка (т. е. конечная скорость участка разгона) круто наклонена к горизонту, и предпочитают этим траекториям те, которые начинаются если не совсем горизонтально, то все-таки достаточно полого, т. е. траектории, подобные показанным на рис. 17. Для космонавтики это очень важное обстоятельство, так как при нынешнем уровне развития ракетной техники потерями скорости никак нельзя пренебрегать. Если при запуске искусственных спутников Земли всегда возможен (и необходим) пологий разгон, то при полете к Луне и планетам дело обстоит гораздо сложнее и приходится прибегать к довольно сложному маневрированию, а именно к старту с промежуточной околоземной орбиты. С этим методом мы познакомимся в третьей и четвертой частях книги.

Гравитационные и аэродинамические потери на участке разгона для современных ракет-носителей обычно не превышают примерно 20% реально приобретаемой скорости — начальной скорости пассивного полета. Увеличив приобретаемую скорость на эту величину, мы найдем *характеристическую скорость* выведения на орбиту. Идеальная скорость проектируемой ракеты-носителя должна быть равна характеристической скорости (плюс, строго говоря, очень малая величина, соответствующая небольшому запасу топлива «на всякий случай»).

Практическое равенство характеристической скорости (энергетической характеристики космической операции) и идеальной скорости (энергетической характеристики ракеты-носителя) приводит к тому, что оба эти термина часто употребляются наравне (один взамен другого). Но так будет не всегда. Когда в ракетную

технику придут более совершенные двигатели (например, газофазные ЯРД, § 5 гл. 1), можно будет создать корабль с идеальной скоростью, значительно превышающей характеристическую. Выезжая на дачу в автомобиле, разве опасаемся мы того, что в случае неожиданного объезда мы не достигнем цели? А современные ракеты в этом отношении напоминают нынешние электромобили, водитель которых пока еще зачастую не может позволить себе роскошь объезда или иной фантазии: мал запас энергии!

Еще одно специальное замечание. Слово «скорость» не должно приводить к недоразумениям. Характеристическая и идеальная скорости являются скалярными величинами, как и полагаются характеристикам энергетических ресурсов — не обходимы для операции (первая) и дозволенных техник (вторая).

Величина характеристической скорости v_x не может быть меньше некоторого значения $v_{x \min}$, которое можно найти из следующих соображений. Предположим, что вся характеристическая скорость $v_{x \min}$ сообщается мгновенно у поверхности Земли и выход на орбиту осуществляется каким-то способом так, что приобретенная у поверхности Земли кинетическая энергия $mv_{x \min}^2/2$ полностью расходуется на подъем космического аппарата из точки A с расстоянием R от центра Земли (R — радиус Земли) до точки B с расстоянием r_0 (начальное расстояние для движения по пассивной траектории) на сообщение космическому аппарату необходимой начальной скорости v_0 . Согласно закону сохранения механической энергии

$$\frac{mv_{x \min}^2}{2} - \frac{fMm}{R} = \frac{mv_0^2}{2} - \frac{fMm}{r_0}.$$

Отсюда можно найти значение минимальной характеристической скорости $v_{x \min}$. При выводе этого уравнения мы пренебрегаем сопротивлением атмосферы и предполагаем, что все топливо расходуется ракетой-носителем мгновенно и не тратится никакой энергии на такое искривление траектории, которое необходимо, чтобы вектор скорости v_0 имел заданное направление в точке, находящейся на расстоянии r_0 от центра Земли. Можно себе представить для наглядности, что космический аппарат как бы натягивает укрепленный в точке C трос, заставляющий его искривлять свой путь (рис. 20) без потерь на управление ¹⁾.

В частном случае, когда космический аппарат выводится на круговую орбиту спутника Земли радиуса r_0 , из выведенной выше формулы получаем (учитывая, что $v_0 = \sqrt{\frac{fM}{r_0}}$)

$$v_{x \min} = \sqrt{\frac{2fM}{R}} \sqrt{1 - \frac{R}{2r_0}}.$$

¹⁾ Автор заимствовал идею этой аналогии у А. А. Штернфельда [1.36].

Таким образом, несмотря на то что круговая скорость тем меньше, чем выше орбита спутника, минимальная характеристическая скорость, необходимая для выведения его на орбиту, тем больше, чем выше орбита. Для орбиты, пролегающей у поверхности Земли ($r_0=R$), минимальная характеристическая скорость, как видно из последней формулы, равна первой космической скорости, а для бесконечно высокой орбиты — второй космической скорости.

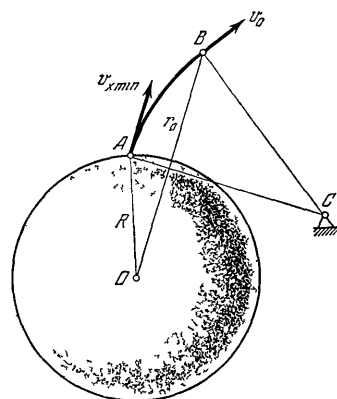


Рис 20 К вычислению минимальной характеристической скорости

Истинная характеристическая скорость всегда больше минимальной, так как топливо ракеты-носителя [не может быть израсходовано мгновенно и «запуск на натянутом тросе», разумеется, неосуществим.

Минимальная характеристическая скорость отвечает тому нижнему пределу энергетических затрат, который заведомо невозможно переступить при выведении космического аппарата на ту или иную пассивную траекторию.

Наконец, заметим, что при горизонтальном разгоне в восточном направлении экономится топливо и, следовательно, характеристическая скорость уменьшается из-за того, что перед стартом ракета-носитель уже обладает некоторой скоростью в геоцентрической системе координат (т. е. в не вращающейся системе с началом в центре Земли и неизменно направленными осями). Это — окружная скорость космодрома, т. е. скорость его движения вокруг оси Земли благодаря суточному вращению планеты ¹⁾. На широте ψ она равна $465 \cos \psi$ м/с, на экваторе — 465 м/с, на космодроме Байконур ²⁾ ($\psi=47^\circ$) — 317 м/с, на мысе Канаверал ($\psi=28,5^\circ$) — 409 м/с. Окружную скорость редко удается полностью использовать, но она всегда учитывается.

§ 2. Активное движение в космическом пространстве

Вне земной атмосферы на активном движении космического аппарата, помимо силы тяги, сказываются лишь силы тяготения. Их роль, однако, совершенно ничтожна, если бортовой двигатель космического аппарата является химическим двигателем большой

¹⁾ Это обстоятельство было учтено при определении указанного на стр. 76 значения характеристической скорости для выведения корабля «Аполлон» на траекторию полета к Луне. Поэтому не нужно удивляться тому, что после вычитания из этого значения величин потерь получается начальная скорость, меньшая геоцентрической скорости корабля «Аполлон», приведенной в § 5 гл. 12.]

²⁾ Газета «Правда» № 128 (11068) от 1 июня 1961 г.

тяги, включающимся на короткое время достаточно далеко от крупных небесных тел для совершения того или иного маневра (выход на орбиту спутника, коррекция траектории и т. п.). Приобретенное аппаратом *приращение скорости* векторно складывается с уже имеющейся скоростью. Оно чаще всего почти не будет отличаться от характеристической скорости, хотя в сильных полях тяготения (например, вблизи Юпитера) и понадобится учитывать гравитационные поправки, если приращение будет сообщаться не в трансверсальном направлении.

В случае сложной космической операции после начального участка разгона космического аппарата его бортовой двигатель может неоднократно включаться. Арифметическая сумма начальной характеристической скорости и всех последующих характеристических скоростей на активных участках называется *суммарной характеристической скоростью*. Эта величина определяет необходимые для всей операции энергетические ресурсы ракеты-носителя и бортовых двигателей выводимого в космос аппарата.

Чем меньше суммарная характеристическая скорость, тем большую (при заданной начальной массе ракетного комплекса) полезную нагрузку можно довести до цели. Следовательно, суммарная характеристическая скорость может служить *критерием оптимальности в случае импульсных полетов*, т. е. критерием того, насколько энергетически выгодна избранная программа космической операции.

Совершенно иначе обстоит дело, если в космическом пространстве действует двигатель малой тяги. В этом случае силы тяготения сравнимы по величине с тягой, гравитационными потерями скорости пренебрегать нельзя и конечная скорость, достигаемая космическим аппаратом, не имеет ничего общего с характеристической. Расчет необходимых энергетических ресурсов теперь уже не может быть произведен по формуле Циолковского даже приближенно и требует совершенно иных математических методов.

Критерием оптимальности для тех двигательных систем малой тяги, которые можно отнести к *системам ограниченной мощности* (см. § 10 гл. 1), является величина, которую получают следующим образом. Допустим, что реактивное ускорение, будучи переменным, сохраняет на небольшом интервале времени (например, в течение секунды) постоянное по величине значение. Умножив квадрат реактивного ускорения на этот интервал времени и взяв сумму всех этих произведений за время полета, мы и получим величину, которая будет характеризовать затраты рабочего тела на весь космический полет¹⁾. Измеряется эта величина в единицах $\text{м}^2/\text{с}^3$

¹⁾ Читатель, знакомый с высшей математикой, конечно, догадался, что речь идет об интеграле от квадрата реактивного ускорения за все время полета T :

$$J = \int_0^T a_p^2 dt.$$

и представляет собой критерий оптимальности для двигательных систем ограниченной мощности. Чем она меньше, тем большая полезная нагрузка будет доставлена по назначению при заданной начальной массе космического аппарата.

§ 3. Перегрузка

Как мы видели выше, характерной чертой пассивного полета под действием одних лишь гравитационных сил является состояние невесомости, господствующее на борту космического корабля. Предположим теперь, что пассивный полет внезапно прерван включением бортового ракетного двигателя. Состояние невесомости при этом исчезнет, так как появится внешняя поверхностная сила — сила тяги. Как было выявлено выше (§ 3 гл. 2), при пассивном полете в безвоздушном пространстве гравитационные силы никак себя не проявляют в относительном перемещении предметов на борту космического корабля и не вызывают в них никаких напряжений. Теперь, после включения двигателя, гравитационные силы, естественно, остаются по-прежнему неощутимыми и проявляется лишь сила тяги. Как она проявляется?

С точки зрения неподвижного наблюдателя, находящегося вне корабля, сила тяги заставляет корабль ускорить свое движение. Если в кабине корабля находится незакрепленный предмет (например, карандаш, который космонавт выпустил из пальцев), то этот предмет, не получая ускорения, начнет отставать от корабля (это увидел бы неподвижный наблюдатель, скажем, через прозрачную стенку кабины). Космонавт же, находящийся в кабине, воспримет это отставание как падение предмета в сторону, противоположную направлению силы тяги (в сторону истечения газов из сопла). В этой же стороне космонавт ощутит опору (у кабины появится пол), в эту же сторону будет направлен отвес, указывающий кажущуюся вертикаль, свободная поверхность жидкости в сосуде окажется перпендикулярной к направлению отвеса. На борту корабля появятся все обычные проявления тяжести. Необычно только название этой тяжести — *перегрузка*, носящее во многих случаях совершенно условный характер.

В обычных, земных, условиях характеристикой силы тяжести является ускорение свободного падения тел $g=9,81$ м/с². На борту космического корабля характеристикой перегрузки будет также ускорение свободного падения, равное по величине, очевидно, реактивному ускорению (по направлению противоположное ему). Отношение этой величины к величине g называется *коэффициентом перегрузки*, или просто *перегрузкой*. Во многих случаях этот коэффициент меньше единицы (это скорее «недогрузка», чем «перегрузка»), в частности, при полетах с малой тягой коэффициент перегрузки будет порядка 10^{-5} ÷ 10^{-3} .

На участке разгона ракеты-носителя (рис. 21) перегрузка вполне определяется *равнодействующей негравитационных сил* — *силы тяги и силы аэродинамического сопротивления* (рис. 21, б) ¹⁾. В общем случае последняя сила состоит из силы лобового сопротивления, направленной противоположно скорости, и перпендикулярной к ней подъемной силы (рис. 21, а). Указанная равнодействующая создает негравитационное ускорение, определяющее

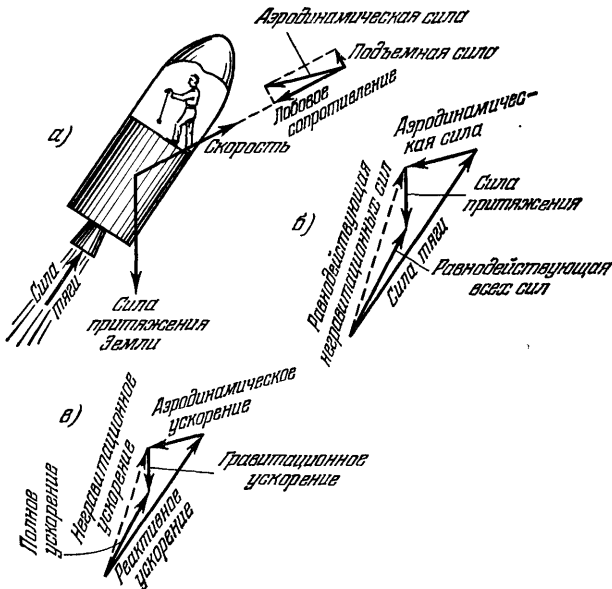


Рис. 21. Перегрузка на участке разгона ракеты.

перегрузку (рис. 21, в). Коэффициент перегрузки на участке разгона составляет несколько единиц. На рис. 21, б показана равнодействующая всех сил, действующих на ракету-носитель; эта сила определяет полное ускорение (рис. 21, в), характеризующее движение ракеты, но не проявляющееся в полной мере на явлениях в кабине корабля. Все явления в кабине при разгоне определяются величиной именно *негравитационного ускорения*. Поэтому негравитационное ускорение иногда называют *ощутимым* или *кажущимся*.

Это ускорение может быть измерено специальными приборами — *акселерометрами*. Простейший акселерометр представляет собой, по существу, динамометр, градуированный в единицах ускорения.

¹⁾ Мы пренебрегаем эффектом поворота корпуса ракеты.

В заключение заметим, что «обычное» ощущение силы тяжести, весомости (в земных условиях) имеет ту же природу, что и перегрузка в космическом полете. Как это ни может показаться парадоксальным, весомость любого предмета в обычных условиях также определяется полностью величиной внешней поверхностной силы — силы реакции опоры (предмет сжат) или подвеса (предмет растянут). Тот факт, что сила реакции «пассивна», а сила тяги ракеты «активна», совершенно несуществен. Натяжение троса, на котором неподвижно висит кабина лифта, из пассивного может стать активным, когда лифт начнет подниматься, но во всех случаях ускорение падения предметов, наблюдаемое внутри кабины, полностью определяется внешней поверхностной силой — натяжением троса — и равно по величине сообщаемому этим натяжением ускорению (т. е. равно этой силе, деленной на массу лифта). В частности, это верно и в случае, когда лифт неподвижен (коэффициент перегрузки равен единице). Нет разницы между действиями натяжения троса и силы тяги ракетного двигателя, а сила притяжения лифта к Земле никакой роли в наших рассуждениях не играла ¹⁾.

§ 4. Управление движением космического аппарата

Задача управления ракетой-носителем на участке разгона [1.34] заключается в том, чтобы в определенной точке пространства на заданной высоте ракета набрала скорость определенной величины в заданном направлении. Изменение курса ракеты в плотных слоях атмосферы осуществлялось в свое время главным образом с помощью воздушных рулей, действующих подобно рулям самолета, и с помощью газовых рулей — пластинок, отклоняющих определенным образом реактивную струю и тем самым поворачивающих корпус ракеты. Поворот корпуса ракеты, однако, более удобно осуществляется поворотом самого двигателя, подвешенного на шарнирах, или (реже) сопла двигателя. Для этой же цели могут служить небольшие вспомогательные («верньерные») двигатели. Аналогичным путем осуществляется стабилизация ракеты на курсе, т. е. компенсируются случайные отклонения ее от курса. В некоторых случаях для этого используются воздушные стабилизаторы — своеобразное оперение ракеты.

Иногда верхняя ступень ракеты вовсе не имеет органов управления и стабилизируется на курсе посредством вращения вокруг продольной оси (как артиллерийский снаряд и винтовочная пуля). Такими, например, неуправляемыми были верхние ступени американских ракет-носителей, использовавшихся для запусков спутников Земли и космических зондов в 1958—1959 гг.

¹⁾ Подробнее об этих вопросах см. в брошюре [1.35].

Мало, однако, иметь возможность управлять ракетой — нужно еще знать, как именно это делать. На помощь приходит космическая навигация.

Космическая навигация — в широком смысле — управление движением космического летательного аппарата; в узком смысле — определение его орбиты и прогнозирование движения.

Для определения кеплеровой орбиты достаточно определить 6 ее независимых параметров. Существует три основных метода космической навигации.

Метод *инерциальной навигации* использует исключительно механические явления на борту космического аппарата и поэтому является совершенно автономным, независимым от наземных станций. Более того, система инерциальной навигации не нуждается вообще ни в каких сигналах, приходящих со стороны, и не использует ни излучения Солнца и звезд, ни магнитного поля Земли, ни наблюдения ее поверхности.

С помощью акселерометров измеряются негравитационные ускорения в трех взаимно перпендикулярных направлениях. Таким образом и определяется вектор негравитационного, «кажущегося» ускорения. Бортовые счетно-решающие устройства — интеграторы непрерывно вычисляют по ускорению скорость, а по скорости — пройденный путь (интегрирование в случае постоянного ускорения сводится к использованию «школьных» формул равноускоренного движения).

Нетрудно понять, что найденные таким образом скорость и путь будут не истинными, а «кажущимися», так как акселерометры не могут измерить гравитационное ускорение (см. § 3). Но сведения о поле земного тяготения заложены заранее в вычислительные устройства и соответствующие поправки учитываются. Полученные результаты автоматически сравниваются с заранее рассчитанной программой разгона ракеты, и для компенсации обнаруженных расхождений даются определенные команды органам управления. Двигатель отключается, как только в заданной точке пространства достигнута заданная скорость.

В случае, когда вдали от Земли и планет бортовой двигатель космического аппарата включается на короткое время для простого маневра, измеряемая инерциальной системой кажущаяся скорость будет из-за отсутствия сопротивления точно совпадать с характеристической скоростью маневра. Силы тяготения из-за их малости не скажутся на движении в течение короткого промежутка времени, и можно считать кажущуюся скорость практически равной приобретенному истинному приращению скорости. Подобные маневры необходимы для исправления траектории в соответствии с измеренными параметрами движения. Главная трудность будет при этом в том, чтобы необходимая скорость была сообщена в нужном направлении. Как это осуществляется, мы увидим ниже.

Инерциальная система управления применяется также в случае управляемого планирующего спуска в атмосфере (с подъемной силой), о котором подробнее будет говориться в § 4 гл. 5 и § 2 гл. 11. Акселерометры при этом измеряют негравитационные ускорения, происходящие от аэродинамических сил, или, что то же самое, измеряют коэффициенты перегрузки. Бортовое счетно-решающее устройство спускаемого аппарата сравнивает показания акселерометров с программными и автоматически выдает соответствующие указания органам управления. Последние поворачивают спускаемый аппарат таким образом, чтобы аэродинамическая сила приняла нужное направление, в результате чего выправляется траектория спуска

На начальном участке разгона применяются (обычно в сочетании с инерциальной навигацией) и радиотехнические средства наземной службы траекторных измерений. *Радионавигация* — пример неавтономной навигации. Метод радионавигации позволяет определить направление на космический аппарат (по указанию радиолокатора), расстояние до него (по времени прохождения туда и обратно сигнала, посланного радиолокатором и возвращенного обратно прибором-ответчиком) и, в соответствии с эффектом Доплера, лучевую скорость — проекцию скорости на направление радиолуча.

Метод *астрономической навигации* используется главным образом в дальних космических полетах. Он основан на наблюдении светил на небесной сфере и во многом аналогичен используемому штурманами морских кораблей и самолетов. С помощью оптических приборов измеряются угловые расстояния между планетой и какой-либо из ярких неподвижных звезд (сфера неподвижных звезд в любой точке солнечной системы не отличается от видимой на Земле), между планетой и Солнцем, между Солнцем и звездой. Вблизи планеты измеряется угловое расстояние между звездой и краем видимого диска планеты или каким-либо ориентиром на ней; регистрируется момент затмения планетой звезды или захода Солнца; измерение углового диаметра планеты позволяет определить расстояние до нее. Метод астронавигации вполне автономен.

На практике перечисленные методы зачастую применяются одновременно, взаимно дополняя результаты

§ 5. Движение космического аппарата относительно центра масс и управление им

До сих пор мы говорили главным образом о траектории космического аппарата, т. е. о линии, вычерчиваемой центром масс (центром тяжести) космического аппарата. Иными словами, мы рассматривали космический аппарат в качестве материальной точки. Но фактически космический аппарат имеет определенные размеры

и ту или иную форму. Перемещаясь по траектории, он одновременно так или иначе поворачивается вокруг своего центра масс, т. е. изменяет свою *ориентацию*.

Движение космического аппарата относительно центра масс (*вращательное движение*) происходит под действием уже знакомых нам природных сил — гравитационных, магнитных, сил сопротивления среды, светового давления [1.45]. При этом оно оказывается гораздо более чувствительным к некоторым слабым внешним воздействиям, чем движение центра масс по траектории, которое вообще их не замечает. Известны случаи временной потери космическим аппаратом ориентации из-за удара микрометеорита, ничуть не сказавшегося на траектории.

Но многие задачи, возникающие при полетах, требуют *целенаправленного поворота* космического аппарата. Соответствующий процесс также называется *ориентацией* и должен быть осуществлен путем воздействия управляющих моментов, создаваемых исполнительными органами *системы ориентации* космического аппарата. Из-за отсутствия внешней демпфирующей среды начавшееся при развороте вращение само по себе прекратиться не может. Поэтому во всех случаях, когда не ставится цель закрутки аппарата, это вращение должно начать *тормозиться* на полпути до заданного положения с помощью нового управляющего момента, создаваемого тем же или другим исполнительным органом.

Рассмотрим две главные разновидности исполнительных органов [1.46].

1. *Управляющие реактивные двигатели*. Это двигатели малой тяги, работающие на сжатом газе или на жидком топливе — однокомпонентном или двухкомпонентном. Космический аппарат начнет поворачиваться вокруг центра масс, если сопло двигателя так расположено на корпусе аппарата, что линия действия тяги не проходит через центр масс аппарата. Часто, однако, действуют одновременно два сопла, создающие пару сил (две равных и параллельных, противоположно направленных силы), действие которой не отражается на траектории аппарата. Несколько укрепленных на корпусе реактивных сопел способны сообщить космическому аппарату любой необходимый разворот.

2. *Гироскопические силовые стабилизаторы*. Эти исполнительные органы основаны на использовании гироскопов с различным числом степеней свободы.

Управляющий маховик, или *одностепенный гироскоп* (гироскоп с одной степенью свободы), начинает поворачиваться вокруг неподвижной относительно аппарата оси под действием электромотора, ротором которого он по существу является и тем самым создает противоположный реактивный момент, заставляющий статор вместе с аппаратом поворачиваться в обратную сторону.

Три маховика, оси вращения которых взаимно перпендикулярны, способны сообщить нужный разворот космическому аппарату.

В случае *двухстепенного гироскопа* существует возможность поворачивания оси уже раскрученного гироскопа вокруг другой, неподвижной относительно космического аппарата, оси. При этом, в соответствии с известным свойством гироскопа, его ось стремится повернуться в направлении, перпендикулярном тому, куда ее толкает вращение вокруг упомянутой неподвижной оси. Возникающее из-за этого реактивное усилие стремится на Земле вырвать эту ось из подшипников ¹⁾, а в космосе — повернуть космический аппарат.

Наконец, *трехстепенный гироскоп* («свободный гироскоп», гироскоп в кардановом подвесе) применяется в связи с известным его замечательным свойством — сохранять неизменным направление своей оси в пространстве (несмотря на, в нашем случае, повороты корпуса космического аппарата). А значит от оси заранее раскрученного свободного гироскопа можно отталкиваться, стараясь ее повернуть и тем самым поворачивая корпус космического аппарата (ось гироскопа при этом тоже несколько отклонится и притом «вбок»).

На практике не только одноступенные, но и многоступенные гироскопы применяются по несколько одновременно. По чисто механическим причинам, о которых читатель может прочесть в другом месте ²⁾, действие гироскопических силовых стабилизаторов должно во многих случаях дополняться работой управляющих реактивных сопел.

В дальнейшем мы встретимся с многочисленными примерами активных разворотов. Часто бывает необходимо, чтобы система ориентации в течение короткого или продолжительного времени поддерживала неизменную ориентацию космического аппарата. Такая ориентация может быть *одноосной*, когда определенная ось аппарата направлена неизменно, а космическому аппарату позволено вокруг нее поворачиваться. Примеры такой ориентации: ориентация на Солнце, при которой его лучи падают отвесно на панели солнечных элементов; ориентация на центр Земли некоторых исследовательских и прикладных спутников, и т. д. При *трехосной (полной)* ориентации космическому аппарату запрещены какие бы то ни было вращения. Трехосными системами ориентации оснащены наиболее совершенные искусственные спутники Земли и автоматические межпланетные станции. Такая система, например,

¹⁾ Вспомним, как вырывается из рук вращающееся велосипедное колесо при попытках повернуть его ось.

²⁾ Доступное для человека, знакомого лишь с началами механики, изложение основ теории систем ориентации дано в первой главе книги Б. В. Раушенбаха и Е. Н. Токаря [1.46].

используется, как правило, при коррекции межпланетной траектории.

Система ориентации получает информацию о положении космического аппарата от чувствительных датчиков: оптических, «ощущающих» свет Солнца, Земли, Луны, планет, звезд; инфракрасных, улавливающих тепловое излучение как дневной, так и ночной стороны Земли; магнитных, измеряющих напряженность хорошо известного земного магнитного поля; гироскопических, хранящих в силу механических законов «память» о неизменном направлении в пространстве (не путать с гироскопическими силовыми стабилизаторами).

Предположим, что где-то в заданной точке траектории намечено провести коррекцию. Сначала оптический датчик вращающегося космического аппарата «просматривает» небо. Вот он обнаружил Солнце. Реактивные сопла затормаживают вращение. Ориентация на Солнце уточняется. Теперь одна ось аппарата направлена на Солнце. Если бы целью маневра ориентации было наблюдение Солнца, то на этом можно было бы остановиться. Но включить корректирующий двигатель нельзя, так как аппарат сохранил способность поворачиваться вокруг направления на Солнце. Для остановки вращения надо, чтобы другой оптический датчик «захватил» иное небесное светило, например Луну (если она близка), яркие звезды — Сириус или Канопус¹⁾, или чтобы остронаправленная бортовая параболическая антенна «захватила» специально посылаемый с Земли радиосигнал (последний способ имеет особое значение для дальней радиосвязи с Землей). Теперь появится новая неподвижная ось (направленная на Луну, или на Сириус, или на Канопус, или на Землю) и всякое вращение аппарата будет остановлено. По сигналу с Земли может быть включен корректирующий двигатель, причем во время его работы система ориентации будет удерживать аппарат в заданном положении.

Ориентация советской станции «Венера-4» перед коррекцией в 1967 г. производилась «захватом» Земли и Канопуса; станций «Венера-5» и «Венера-6» в 1969 г. — Солнца и Сириуса; ориентация американской станции «Маринер-2» в 1962 г. — «захватом» Солнца и Земли; станции «Маринер-4» в 1964 г. — Солнца и Канопуса.

¹⁾ Канопус — вторая по яркости звезда на небосводе (находится в южном небесном полушарии). Ее преимущество как ориентира перед первой по яркости звездой Сириус заключается в том, что Сириус находится вблизи от линии эклиптики на небесной сфере, а Канопус — почти на расстоянии 90° . Поэтому угол Канопус — КА (космический аппарат) — Солнце изменяется в течение межпланетного полета, проходящего вблизи плоскости эклиптики, слабо, а угол Сириус — КА — Солнце изменяется сильно. Последнее обстоятельство затрудняет установку оптического датчика звезды заранее в определенном положении. Канопус поэтому чаще используется как ориентир в системах ориентации, чем Сириус.

В отдельных случаях при межпланетной коррекции может использоваться одноосная система ориентации на Солнце (см. § 9 гл. 13).

Возможны также пассивные системы ориентации, использующие действие природных сил, которые «автоматически» приводят космический аппарат в нужное положение [1.45]. Так, например, возможна постоянная ориентация на Солнце с помощью небольшого солнечного паруса, основанная на использовании светового давления. Использование солнечного паруса для этой цели было, например, предусмотрено в конструкции американского космического аппарата «Маринер-4», запущенного к Марсу в ноябре 1964 г. С другими пассивными системами мы познакомимся в § 11 гл. 5.

Пассивная система ориентации не нуждается ни в запасах рабочего тела для реактивных сопел, ни в гироскопах, также обладающих массой, ни в сложной системе автоматического управления. Однако она не способна, как правило, остановить беспорядочное вращение космического аппарата после отделения от ракетно-носителя и придать ему правильную ориентацию. Эта задача должна быть предварительно решена с помощью активной системы ориентации.

Теория движения космических аппаратов относительно центра масс представляет собой большой и важный раздел космодинамики, однако подробное изложение этой теории не входит в задачу настоящей книги.