

УН ародный
ниверситет



естественно-
научный
факультет

В. И. ЛЕВАНТОВСКИЙ



небесная баллистика

Народный университет культуры
В. И. ЛЕВАНТОВСКИЙ

НЕБЕСНАЯ БАЛЛИСТИКА

ИЗДАТЕЛЬСТВО «ЗНАНИЕ»
Москва — 1965

АННОТАЦИЯ

Эта книжка посвящена основам науки о движении искусственных небесных тел — спутников Земли, автоматических межпланетных станций, пилотируемых космических кораблей. Читатель узнает из нее, как выбирают ученые те или иные пути достижения небесных тел, какими соображениями они руководствуются при проектировании полетов космических аппаратов и экспедиций на Луну и планеты. В книге рассказывается о способах запуска спутников Земли, Луны и планет, о формах траекторий полетов сегодняшнего и завтрашнего дня космонавтики, о методах управления движением космических аппаратов, о различных маневрах в околоземном, окололунном и межпланетном пространстве. Читатель узнает не только об успехах небесной баллистики, но и о тех колоссальных трудностях, которые приходится преодолевать ученым и инженерам, о тех проблемах, которые еще не решены и вплотную встанут перед учеными завтра, но о которых они задумываются уже сейчас.

ЧТО ТАКОЕ НЕБЕСНАЯ БАЛЛИСТИКА

Науку, о которой рассказывается в этой книге, называют по-разному: небесная баллистика, прикладная небесная механика, астродинамика, космодинамика, механика космического полета, теория движения искусственных небесных тел. Все эти названия имеют один и тот же смысл, точно выражаемый последним термином. Небесная баллистика изучает движение искусственных небесных тел: спутников Земли, космических аппаратов различного назначения, обитаемых космических кораблей. Небесная баллистика является частью небесной механики — науки, изучающей движение любых небесных тел, как естественных (звезды, Солнце, планеты, их спутники, кометы, метеорные тела, космическая пыль), так и искусственных, под действием сил притяжения, сопротивления среды, светового давления, электрических и магнитных сил и т. п. В небесной баллистике учитываются наряду с перечисленными природными силами также реактивные силы, вмешивающиеся, когда это нужно, в «естественное» движение космического аппарата.

Небесная баллистика существенно отличается от классической небесной механики. Это различие в том, что классическая небесная механика не занимается и не может заниматься выбором орбит небесных тел, тогда как главная задача небесной баллистики — проектирование орбит. Иначе говоря, небесная баллистика занимается выбором из большого числа путей достижения небесного тела (Луны, Марса, Венеры и т. д.) той траектории, которая позволяет достичь цели с наименьшими энергетическими затратами, или в кратчайшее время, или с наиболее простым способом управления полетом, или при наиболее благоприятных условиях наблюдения, или, наконец, с выполнением совокупности различных требований. Такую, наилучшую, с какой-то точки зрения, траекторию называют *оптимальной*. Оптимальные траектории более всего интересуют небесную баллистику. Небесная баллистика, или астродинамика, представляет собой фундамент общей теории космического полета (подобно тому как аэродинамика представляет собой фундамент теории полета в атмосфере самолетов,

вертолетов, дирижаблей и других летательных аппаратов). Эту свою роль небесная баллистика делит с ракетодинамикой — наукой о движении ракет. Обе науки, тесно переплетаясь, лежат в основе космической техники. Обе они являются разделами теоретической механики, которая в свою очередь представляет собой большой, обособившийся раздел физики. Небесная механика примыкает, с одной стороны, к теоретической механике, а с другой стороны — к астрономии.

Будучи точной наукой, небесная баллистика использует математические методы исследования и требует логически стройной системы изложения. Основы небесной механики были разработаны, после великих открытий Николая Коперника, Галилео Галилея и Иоганна Кеплера, именно теми учеными, которые внесли величайший вклад в развитие математики и механики. Это были Ньютон, Эйлер, Клеро, Даламбер, Лагранж, Лаплас. И в настоящее время математика помогает решению задач небесной баллистики и, в свою очередь, получает толчок в своем развитии благодаря тем задачам, которые небесная баллистика перед ней ставит.

Классическая небесная механика была чисто теоретической наукой. Ее выводы неизменно находили подтверждение в данных астрономических наблюдений. С появлением небесной баллистики небесная механика превратилась в экспериментальную науку, подобную в этом отношении, скажем, такому разделу механики, как аэродинамика. На смену пассивному характеру классической небесной механики пришел активный, наступательный дух небесной баллистики. Каждое новое достижение космонавтики — это вместе с тем свидетельство эффективности и точности методов небесной баллистики.

Эта книжка даст читателю представление об основных законах, методах и результатах небесной баллистики. При этом строгие рассуждения небесной баллистики будут переводиться для простоты с точного «количественного» языка математики на язык «качественных» представлений, разъясняющих физическую сущность явлений.

ОСНОВНЫЕ ЗАКОНЫ МЕХАНИКИ И НЕБЕСНОЙ БАЛЛИСТИКИ

Основные законы и понятия механики

Основные законы механики, впервые сформулированные в XVII веке Исааком Ньютоном, составляют фундамент небесной механики, а значит и небесной баллистики. Напомним эти законы.

Первый закон Ньютона (закон инерции): *всякая материальная точка находится в состоянии равномерного прямолинейного движения, пока и поскольку приложенные силы не принудят ее изменить это состояние.*

Равномерное прямолинейное движение есть движение с неизменной по величине и направлению скоростью, т. е. движение с постоянным вектором скорости.

Во всех случаях, когда вектор скорости изменяется, существует ускорение. В частности, если точка движется равномерно по окружности, то, очевидно, существует ускорение, так как вектор скорости при этом является переменным (остается неизменным только его величина, направление же его непрерывно изменяется). Соответствующее ускорение, как известно из школьного курса физики, равно по величине $\frac{v^2}{R}$, где v —

неизменная величина скорости, а R — радиус окружности, и направлено во всех точках окружности к ее центру (рис. 1), вследствие чего называется **центростремительным ускорением**.

Согласно первому закону Ньютона, причиной существования ускорения является сила. Второй закон Ньютона устанавливает связь между силой и ускорением.

Второй закон Ньютона: *ускорение материальной точки пропорционально действующей на нее силе и направлено в ту же сторону, что и сила.*

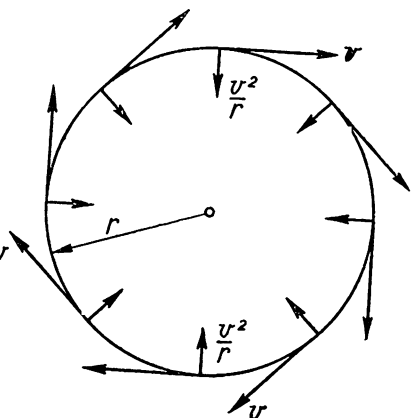


Рис. 1. Равномерное движение по окружности.

Если F — величина силы, a — величина ускорения, то

$$F = ma.$$

Величина m , или коэффициент той пропорциональности, о которой говорится во втором законе Ньютона, представляет собой меру инерции материальной точки и называется ее массой. Масса измеряется в килограммах (кг).

Причиной силы, действующей на тело, всегда является какое-то другое материальное тело, которое, в свою очередь, подвергается воздействию со стороны первого тела.

Третий закон Ньютона: *всякому действию соответствует равное по величине и противоположно направленное противодействие.*

Этот закон означает, в частности, что в то время как на спутник действует сила притяжения со стороны Земли, на Землю действует со стороны спутника сила (представляющая собой также силу притяжения), равная по величине первой, но направленная в противоположную сторону — к спутнику.

Будучи равными по величине, эти силы сообщают телам, на которые они действуют, различные ускорения, так как массы тел не одинаковы. Земля получает ускорение, которое во столько же раз меньше ускорения, сообщаемого спутнику, во сколько масса Земли больше массы спутника (это вытекает из второго закона Ньютона). Поэтому Земля получает со стороны искусственного спутника ничтожное ускорение (из-за ничтожности массы спутника по сравнению с массой Земли), которым можно полностью пренебрегать и считать, что спутник вовсе не притягивает Землю. То же касается и любого другого космического аппарата — автоматической межпланетной станции или корабля с человеком на борту: масса аппарата всегда ничтожно мала по сравнению с массой Земли (равной $5974 \cdot 10^{18}$ т) или какой-либо другой планеты, не говоря уже о Солнце.

Силы притяжения между небесными телами подчиняются открытому также Ньютоном закону всемирного тяготения. Этот закон гласит: *всякие две материальные точки притягиваются друг к другу с силами, прямо пропорциональными массам точек и обратно пропорциональными квадрату расстояния между ними*. Математически этот закон записывается формулой:

$$F = f \frac{m_1 m_2}{r^2},$$

где F — величина силы притяжения, m_1 и m_2 — массы материальных точек, r — расстояние между ними, f — коэффициент пропорциональности, называемый *постоянной тяготения*.

Закон всемирного тяготения вместе с законами механики Ньютона лежит в основе всех расчетов небесной баллистики. Необходимо отметить, что массы, входящие в формулу закона всемирного тяготения, характеризуют притяжение одного тела другим и по существу не имеют ничего общего с массой, входящей во второй закон Ньютона, которая характеризует инертность тела. Однако весь человеческий опыт (наука, техника, повседневная жизнь) подтверждает эквивалентность этих масс. Тяготеющую и инертную массы любой материальной точки можно считать пропорциональными, а при соответствующем подборе постоянной тяготения f — попросту равными. Если измерять тяготеющую массу, как и инертную, в килограммах (кг), силу — в ньютонах (н), а расстояние — в метрах (м), то, как показывают точные измерения, постоянная тяготения равна $6,670 \cdot 10^{11} \frac{\text{м}^3}{\text{кг} \cdot \text{сек}^2}$.

Активное и пассивное движение космического аппарата

Чтобы мог начаться космический полет, ракета должна оторваться от поверхности Земли, преодолев силу земного притяжения. На так называемом *активном участке*, в течение тех нескольких минут, пока работают двигатели ракеты-носителя, космический аппарат разгоняется до огромной скорости — до 8 км/сек и более. Длина активного участка составляет всего лишь несколько сот километров. Весь остальной полет, который может продолжаться много часов, суток и даже месяцев и в течение которого космический аппарат пролетает путь длиной в сотни тысяч или сотни миллионов километров, происходит пассивно, без воздействия тяги ракетного двигателя.

На активном участке полета ракета подвергается воздействию трех основных сил: силы тяги двигателя, силы притяжения Земли (силы тяжести), силы сопротивления воздуха. Скорость, которую ракета приобрела бы, если бы находилась под влиянием одной лишь силы тяги, называется *идеальной*, или *характеристической скоростью*. В случае одноступенчатой ракеты идеальная скорость V определяется формулой Циолковского:

$$V = u \ln \frac{m_0}{m_k},$$

где u — скорость истечения вещества, выбрасываемого из сопла ракетного двигателя (рабочего тела) по отношению к ракете; m_0 и m_k — соответственно начальная и конечная (в момент прекращения действия двигателя) массы ракеты. Логарифм здесь берется по «натуральному основанию», т. е. основанием является число $e = 2,71828...$

Как увеличить идеальную скорость? Желательно сделать возможно большей скорость истечения и максимально увеличить отношение начальной и конечной масс. Правда, при возрастании этого отношения идеальная скорость увеличивается медленно — как логарифмическая функция.

Отношение масс из-за инженерных трудностей не удастся сделать как угодно большим. Невозможно безгранично облегчать конструкцию ракеты (уменьшать ее «сухой вес») — требования прочности не позволяют этого. Скорость истечения рабочего тела, которое для химических ракет является одновременно топливом, т. е. источником энергии, не может превышать 4—4,5 км/сек. Расчеты показывают, что при этих условиях с помощью одноступенчатой ракеты, использующей химическое топливо, не может быть запущен даже искусственный спутник Земли.

Поэтому для космических исследований (и даже для межконтинентальных перелетов) используются многоступенчатые

ракеты. Преимущество многоступенчатой ракеты заключается в том, что *во время ее разгона* от нее отделяются опустевшие топливные баки, отработанные двигатели и т. д., которые, таким образом, уже больше не обременяют ракету мертвым грузом. Идеальная скорость многоступенчатой ракеты всегда больше идеальной скорости одноступенчатой ракеты (при одинаковом конструктивном совершенстве ракет).

Принцип многоступенчатости сильно усложняет конструкцию ракет. Отказаться от него можно будет лишь тогда, когда удастся резко повысить скорость истечения.

Ученые надеются достичь этого, создав ядерные ракетные двигатели. В этих двигателях рабочее тело нагревается в раскаленной камере за счет энергии ядерного реактора, т. е. в отличие от топлива химических ракет оно не является источником энергии, а представляет собой балласт, предназначенный для выбрасывания. Предел скорости истечения здесь ставится жаропрочностью реактора. Ученые надеются, что, создав ядерные ракетные двигатели, можно будет довести скорость истечения до 10 или даже 20 км/сек¹.

На активном участке полета сила притяжения Земли и сила сопротивления воздуха затрудняют разгон. Поэтому скорость, приобретенная ракетой к началу пассивного полета, всегда меньше идеальной. Разницу между идеальной скоростью и фактически приобретенной составляют так называемые *гравитационные потери скорости и потери на сопротивление атмосферы (аэродинамические потери)*. Из-за потерь приходится нагружать ракету дополнительно рабочим телом или уменьшать величину полезной нагрузки.

Гравитационные потери скорости будут наименьшими в том случае, когда разгон происходит в направлении, близком к горизонтальному. При таком полете сила притяжения Земли направлена перпендикулярно к движению аппарата и не приходится затрачивать работу на подъем. Напротив, при вертикальном разгоне сила притяжения направлена в сторону, противоположную движению ракеты, и двигатель вынужден непрерывно преодолевать эту силу, поднимая ракету все выше. Если бы наша планета не была окружена атмосферой, то, исходя из высказанных соображений, следовало бы осуществлять пологий разгон ракеты. Но в действительности воздух создаст в таком случае колоссальное сопротивление, нарастающее тем больше, чем больше скорость ракеты. Поэтому всегда приходится идти на компромисс. Форму активного участка траектории ученые стремятся подобрать так, чтобы сумма гравитационных и аэродинамических потерь бы-

¹ Подробнее о различных типах космических двигателей см. в книге К. А. Гильзина «Электрические межпланетные корабли» (изд-во «Наука», 1964).

ла минимальной и чтобы, конечно, в конце активного участка скорость ракеты по величине и направлению обеспечивала бы осуществление цели запуска, например достижение какого-то небесного тела.

В зависимости от задач полета космический аппарат (в частности, спутник, автоматическая станция или космический корабль) может отделяться или не отделяться от последней ступени. Обычно активный участок заканчивается выше плотных слоев атмосферы. Поэтому *пассивный полет* проходит в основном под действием сил тяготения различных небесных тел. Вдали от Земли плотность межпланетного газа настолько мала (в 1 см^3 содержится всего лишь несколько сот атомов), что сопротивление, оказываемое средой движению космического аппарата, совершенно ничтожно. Оно не учитывается ни в каких расчетах, так что межпланетное пространство, с точки зрения механики полета, можно считать пустым.

Как это ни покажется неожиданным, в межпланетном пространстве гораздо большее значение, чем сопротивление среды, имеет давление солнечного света. Если масса космического аппарата незначительна, а поверхность весьма велика (например, если он снабжен «солнечным парусом», см. стр. 24, 86), то сила давления солнечных лучей оказывается сравнимой с силами притяжения космического аппарата со стороны небесных тел. В большинстве случаев, однако, и солнечным давлением можно пренебречь.

Во время полета в космическом пространстве автоматическая межпланетная станция или корабль с человеком может испытать удар метеорита, который, конечно, в той или иной степени должен сказаться на дальнейшем движении космического аппарата. Встреча с крупным метеоритом, однако, весьма маловероятна, к тому же такая встреча привела бы к более серьезным последствиям, чем изменение движения. Мелкие метеорные частицы (метеорная пыль) не сказываются на траектории полета, но могут повлиять на ориентацию космического аппарата. Впрочем, встречи с метеорными телами носят случайный характер и их невозможно учесть в теории полета.

Пассивное движение космического аппарата по своему характеру во многом напоминает полет артиллерийского снаряда, причем активный участок траектории космического аппарата играет ту же роль, что и движение артиллерийского снаряда в стволе орудия: в это время снаряд (артиллерийский или космический) приобретает скорость определенной величины и направления. Приобретенная на активном участке кинетическая энергия обеспечивает возможность дальнейшего пассивного движения.

Пассивное движение космического аппарата часто назы-

вают *баллистическим*. Иногда полеты, характеризующиеся коротким активным участком и длинным пассивным, называют *импульсными*, так как они происходят таким образом, будто бы космический аппарат в начале полета получает сильный толчок — импульс. Если в течение полета несколько раз включается на короткое время двигатель, то полет называют *многоимпульсным*.

Импульсные (баллистические) полеты могут совершаться с помощью химических и (в будущем) ядерных ракет, время действия двигателей которых невелико (порядка нескольких минут), но тяга настолько велика, что способна оторвать огромную ракету-носитель от Земли и разогнать ее до необходимой скорости.

Величина силы тяги F определяется формулой:

$$F = cq,$$

где c — по-прежнему скорость истечения, а q — секундный расход массы (масса рабочего тела, выбрасываемого за секунду). Для химических ракет (как на жидком, так и на твердом топливе) величина q велика, чем и объясняется тот факт, что их двигатели действуют очень непродолжительное время.

Но космическая техника знает ракетные двигатели и совершенно иного рода. Это так называемые *двигатели малой тяги*, к которым принадлежат электрические двигатели¹, некоторые типы ядерных двигателей, а также солнечные тепловые двигатели². Эти двигатели, которые усиленно разрабатываются и широкое использование которых составит новую эпоху в освоении космического пространства, могут теоретически обеспечить скорость истечения в несколько десятков и даже сотен километров в секунду, но, благодаря крайне малым значениям q , дают очень малую тягу.

Эффективность воздействия тяги на движение космического аппарата характеризуется *реактивным ускорением*, или *ускорением тяги*, т. е. тем ускорением, которое получил бы космический аппарат, если бы никакие другие силы, кроме силы тяги, на него не действовали. Для двигателей большой тяги (например, химических) реактивное ускорение в несколько раз превышает ускорение силы тяжести на поверхности Земли, равное $g=9,8$ м/сек². Для двигателей малой тяги

¹ В электрических двигателях рабочее тело выбрасывается из ракеты или путем его нагрева с помощью электроэнергии (например, в пламени электрической дуги), или посредством воздействия электростатического поля (ионные двигатели), или с помощью электромагнитных сил. Источником энергии может служить атомная или солнечная электростанция, а также химическая батарея.

² В солнечных тепловых двигателях рабочее тело нагревается сконцентрированным с помощью линз солнечными лучами и выбрасывается из сопла.

оно в тысячи раз меньше g , располагаясь в диапазоне 10^{-5} — $10^{-3} g$. Это объясняется тем, что, с одной стороны, тяга мала, а с другой — очень велика масса двигательной установки, состоящей в случае электрической системы, помимо рабочего тела, из целой атомной электростанции.

Следует помнить, что реактивное ускорение не совпадает с полным ускорением, которое складывается из ускорений, сообщаемых, кроме силы тяги, еще и всеми остальными силами, действующими на космический аппарат.

Двигатели малой тяги, конечно, не могут оторвать ракету от Земли. Их действие должно начинаться тогда, когда космический аппарат выйдет на околоземную орбиту. Здесь, в космическом пространстве, даже малая тяга, действующая непрерывно в течение долгого времени (многих недель, месяцев), может переместить в выбранном направлении нагрузку, которая, как показывают расчеты, значительно превышает полезную нагрузку импульсных ракет (это объясняется большой скоростью истечения для двигателей малой тяги). При полетах с малой тягой пассивного участка траектории в принципе может не быть вовсе.

Задача многих тел

Пассивное движение космического аппарата в мировом пространстве происходит в основном под действием сил притяжения небесных тел — Земли, Луны, Солнца, планет. Положение этих тел непрерывно изменяется, причем их движение, как и движение космического аппарата, происходит под действием сил всемирного тяготения. Таким образом, мы сталкиваемся с необходимостью решения задачи о движении большого числа небесных тел (в том числе искусственного небесного тела) под действием сил взаимного притяжения. Такая задача носит в небесной механике название *задачи многих тел*. Говорят о «задаче пяти тел», «задаче трех тел» и т. д.

Решение этой задачи в общем случае встречает колоссальные математические трудности. Даже задача трех тел решена лишь для нескольких частных случаев.

К счастью, в небесной баллистике задача многих тел имеет особый характер. Притяжение космического аппарата не оказывает практически никакого влияния на движение небесных тел. Такой случай в небесной механике известен как «ограниченная задача многих тел». Эта задача менее сложна, чем общая. При ее решении движение Солнца, Земли, Луны и планет является заданным, так как оно прекрасно изучено астрономами и предсказывается ими на много лет вперед (вспомним, с какой точностью, например, предсказываются

солнечные и лунные затмения). Это намного облегчает решение задач небесной баллистики. Расстояния от космического аппарата до Солнца, Земли, Луны и любой планеты в любой момент известны, массы всех этих тел также известны, а значит известны и силы притяжения, действующие на космический аппарат. Поэтому можно прибегнуть к такому методу, расчета траектории космического аппарата: исходя из его скорости и тех сил, которые действуют на него в данной точке пути, вычислить, где он будет находиться через секунду и какую скорость он будет иметь. Через секунду, конечно, изменится и положение всех небесных тел, но так как новые силы притяжения можно вычислить, то, значит, можно предсказать движение космического аппарата еще на секунду вперед. Таким путем шаг за шагом с помощью кропотливых расчетов можно проследить все движение космического аппарата.

При этом скорее всего окажется, что космический аппарат прилетит совсем не в ту точку мирового пространства, куда мы хотим его направить. Поэтому придется перебрать много всевозможных начальных скоростей, прежде чем будет выбрана подходящая траектория полета. Столь сложная вычислительная задача еще сравнительно недавно оказалась бы непосильной для ученых. Но создание быстродействующих электронных вычислительных машин, производящих тысячи арифметических действий в секунду, в принципе позволяет успешно преодолеть вычислительные трудности.

Однако описанной громоздкой процедуры подбора нужной космической траектории можно вообще избежать, если мы хотим лишь примерно наметить будущий путь космического аппарата. В этом случае нет нужды учитывать все силы, действующие на космический аппарат. Если, например, вблизи Земли движется искусственный спутник, то можно пренебречь влиянием на него притяжений со стороны планет солнечной системы и Луны.

С притяжением Солнца дело обстоит сложнее. Солнце сообщает спутнику примерно то же ускорение, что и Земле, так как расстояния от центра Земли до Солнца и от спутника Земли до Солнца в любой момент отличаются не больше чем на несколько тысяч километров, в то время как само расстояние до Солнца составляет 150 миллионов километров! Между тем ускорение, сообщаемое Солнцем, только и зависит от этого расстояния, а вовсе не зависит от массы притягиваемого тела. В самом деле, если обозначить массу Солнца через M , а массу притягиваемого тела (Земли или спутника, безразлично) через m , то сила притяжения со стороны Солнца равна

$$F = f \frac{mM}{r^2}.$$
 Ускорение же будет равно (по второму закону Ньютона) $\frac{F}{m} = f \frac{M}{r^2}.$ Масса притягиваемого тела сокра-

тилась (что оказалось возможным из-за эквивалентности тяготеющей и инертной масс). Значит ускорение, сообщаемое Солнцем, зависит только от расстояния до Солнца, которое практически одинаково и для Земли и для спутника.

Но если ускорения, сообщаемые Солнцем Земле и спутнику, почти одинаковы, то это значит, что Солнце не вмешивается (точнее: почти не вмешивается) в движение спутника *относительно Земли* (которое только нас и интересует) подобно тому, как движение поезда не замечается пассажиром, переходящим из одного купе вагона в другое¹. Вот если бы мы стали изучать движение спутника *относительно Солнца*, то сообщаемое ему Солнцем ускорение пришлось бы учитывать подобно тому, как следует учитывать движение поезда, если мы хотим знать, куда направляется пассажир.

Если же космический аппарат находится очень далеко от Земли (на расстоянии более миллиона километров) на пути к Марсу или Венере, то естественно рассматривать его движение относительно Солнца, а не относительно Земли. При этом притяжения Земли и других планет оказываются столь ничтожными, что их можно не учитывать, а рассматривать одно лишь притяжение Солнца.

Вблизи же Марса (или Венеры) мы по аналогичным причинам сможем пренебрегать притяжениями всех других небесных тел, кроме Марса (или Венеры).

Область пространства вокруг планеты, в которой можно пренебречь вмешательством притяжения Солнца в движение космического аппарата относительно планеты, называется *сферой действия планеты относительно Солнца*. Ее величина обычно определяется требованием, чтобы это вмешательство было меньше вмешательства земного притяжения в движение того же космического аппарата относительно Солнца. Определенный таким образом радиус сферы действия Земли равен 930 000 км. Аналогичным путем может быть введено и понятие сферы действия естественного спутника относительно планеты (например, Луны относительно Земли).

Вот почему в космонавтике оказывается весьма удобным при примерных расчетах почти всегда рассматривать движение космического аппарата под действием одного притягивающего небесного тела, т. е. исследовать движение в рамках *ограниченной задачи двух тел*. При этом удается получить важные закономерности, которые бы совершенно ускользнули от нашего внимания, если бы мы решились изучать движение космического аппарата под действием всех действующих на

¹ По тем же самым причинам притяжение Земли не сказывается на взаимных перемещениях и давлениях тел на борту космического корабля, что и является причиной невесомости (см. подробности в брошюре В. И. Левантовского «Тяжесть, невесомость, перегрузка». Изд-во «Знание», 1964).

него сил. Конечно, при проектировании конкретного космического полета приближенно рассчитанная траектория всегда уточняется, учитывается действие многих сил и для этого используются электронные вычислительные машины.

Кеплерово движение

Рассмотрим простейший случай движения космического аппарата, находящегося под воздействием одной лишь силы притяжения какого-нибудь шарообразного небесного тела. Можно доказать математически, что если небесное тело однородно (имеет во всех точках одинаковую плотность) и обладает формой шара, то сила его притяжения такова, будто бы вся его масса сосредоточена в центре. То же справедливо и тогда, когда шарообразное небесное тело неоднородно, но при этом состоит из вложенных друг в друга сферических слоев, каждый из которых однороден («сферическая симметрия»). Поле тяготения подобного тела называют *центральным*.

Траектория пассивного полета зависит полностью от величины и направления начальной скорости.

Прямолинейное движение. Если начальная скорость v_0 радиальная, т. е. направлена вдоль линии, соединяющей начальную точку K_0 с центром притяжения O , то траектория полета будет представлять собой прямую линию (рис. 2),

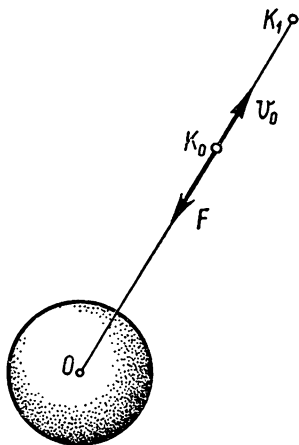


Рис. 2. Прямолинейное движение в поле тяготения.

так как сила притяжения F при этом действует в точности в сторону полета или в прямо противоположную сторону (последний случай изображен на рис. 2). Если начальная скорость направлена к центру притяжения (или если она равна нулю), то полет происходит с постепенно увеличивающейся скоростью и заканчивается падением на поверхность небесного тела (например, Земли). Если же начальная скорость направлена от центра O и меньше некоторой определенной величины, то космический аппарат, постепенно теряя свою скорость, достигает некоторой точки K_1 (здесь его скорость равна нулю) и затем начинает падать на небесное тело.

Чем больше начальная скорость, тем дальше отстоит точка K_1 от небесного тела. При некоторой определенной величине начальной скорости точка K_1 оказывается в бесконечности. Иными словами, космический аппарат уже не упадет больше

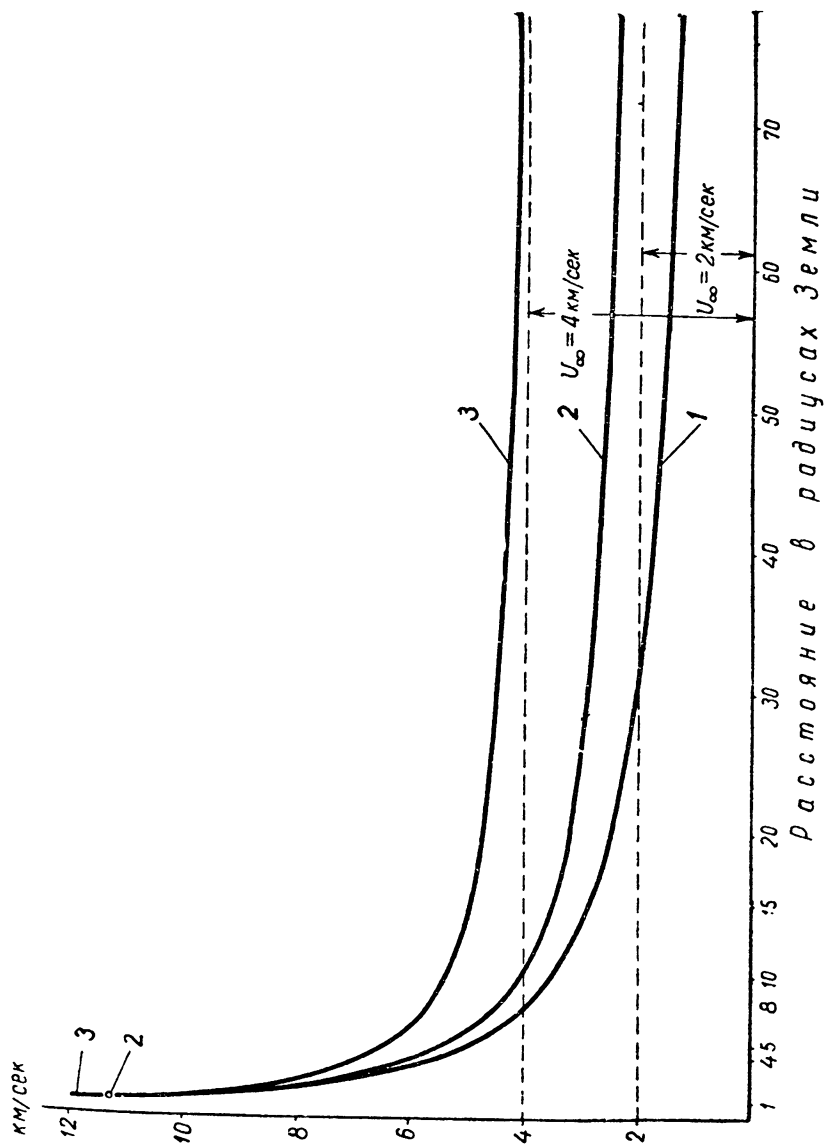


Рис. 3. Графики скоростей: 1 — при запуске со скоростью освобождения (11,19 км/сек у поверхности Земли), 2 — при начальной скорости у поверхности Земли 11,36 км/сек, 3 — при начальной скорости у поверхности Земли 11,88 км/сек.

на небесное тело. Соответствующая величина начальной скорости называется *скоростью освобождения* и полностью определяется начальным расстоянием r_0 точки K_0 от центра O и массой небесного тела M :

$$v_{\text{осв}} = \sqrt{\frac{2fM}{r_0}} = \sqrt{\frac{2\mu}{r_0}}.$$

Здесь f — гравитационная постоянная; $\mu = fM$. Для Земли $\mu = 398600 \text{ км}^3/\text{сек}^2$. Для Луны $\mu = 4890 \text{ км}^3/\text{сек}^2$.

Получив скорость освобождения, космический аппарат движется по радиальной траектории таким образом, что в каждой ее точке имеет скорость, равную местной скорости освобождения.

На рис. 3 изображен (кривая 1) график скорости освобождения для случая, когда рассматриваемое небесное тело — наша Земля. Полезно запомнить значение скорости освобождения у поверхности Земли (на расстоянии $R = 6371 \text{ км}$ от ее центра). Оно равно $11,19 \text{ км/сек}$. Эту величину обычно называют *второй космической скоростью*. Иногда это название употребляют по отношению к значению скорости освобождения на высоте 200 км над земной поверхностью, где оно составляет $11,02 \text{ км/сек}$. По существу в этом больше смысла, так как у самой поверхности Земли космический аппарат не может, конечно, получить необходимую для дальнейшего пассивного полета начальную скорость.

Разумеется, в случае превышения скорости освобождения космический аппарат также удалится в бесконечность. Но хотя по мере удаления аппарата от Земли его скорость и будет непрерывно уменьшаться, она все же не сможет стать меньше некоторой определенной величины — так называемой *остаточной скорости на бесконечности* v_{∞} .

На рис. 3 кривые 2 и 3 показывают изменение скорости космического аппарата при начальных скоростях $11,36$ и $11,88 \text{ км/сек}$; при этом остаточные скорости составляют соответственно 2 и 4 км/сек . Остаточная скорость v_{∞} вычисляется по простой формуле:

$$v_{\infty}^2 = v_0^2 - v_{\text{осв}}^2,$$

где $v_{\text{осв}}$ — местная скорость освобождения в той точке пространства, в которой была сообщена космическому аппарату начальная скорость v_0 .

Эллиптическое движение. Если вектор начальной скорости направлен не по радиальной прямой, а отклонен от нее на тот или иной угол, то движение уже не может быть прямолинейным. Если при этом величина начальной скорости меньше местной скорости освобождения, то космический аппарат описывает вокруг центра притяжения замкнутую фи-

гугу — эллипс, обладающую рядом характерных свойств (рис. 4). Внутри эллипса находятся две точки — фокусы O и O_1 . Один из фокусов (O) совпадает с притягивающим центром, другой (O_1) является «пустым». Сумма расстояний от любой точки эллипса до фокусов остается постоянной и равной расстоянию между вершинами эллипса Π и A — большой оси эллипса. Вершины Π и A называются *перигеем* и *апогеем*, если притягивающее тело Земля; *перигелием* и *афелием*, если

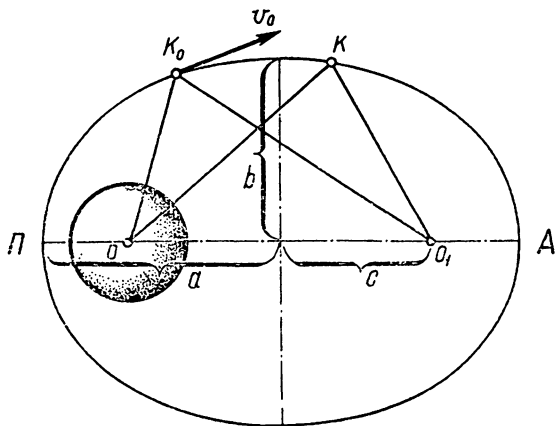


Рис. 4. Эллиптическое движение.

притягивающее тело — Солнце; *периселением* и *апоселением* (или *перилунием* и *аполунием*), если притягивающее тело — Луна¹.

Вытянутость эллипса характеризуется его эксцентриситетом ϵ — отношением расстояния между фокусами ($2c$) к длине большой оси: $\epsilon = \frac{2c}{2a} = \frac{c}{a}$.

Длина большой оси зависит только от величины начальной скорости и не зависит от ее направления. Величину *большой полуоси* a (или, что то же, среднее расстояние от центра притяжения) можно найти из формулы:

$$v_0^2 = fM \left(\frac{2}{r_0} - \frac{1}{a} \right).$$

Чем больше начальная скорость, тем больше большая ось эллиптической орбиты. Поперечный размер орбиты (малая ось b на рис. 4) и ее эксцентриситет, однако, зависят от направления начальной скорости. На рис. 5 изображены эллиптические орбиты, получаемые при различных по направлению, но одинаковых по величине векторах начальной скорости. Их большие оси одинаковы.

¹ От греческих слов Гей — Земля, Гелиос — Солнце, Селена — Луна.

Если в последней формуле отбросить нулики, относящиеся к начальным величинам, то, зная величину большой полуоси a , а также массу небесного тела M , мы сможем вычислить величину скорости v для любой точки эллипса, находящейся на расстоянии r от центра небесного тела O . Наибольшей скоростью космический аппарат обладает в перигее (перигелии), наименьшей — в апогее (афелии).

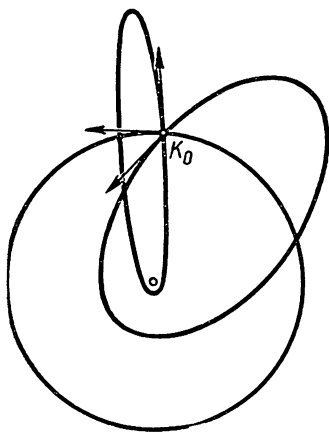


Рис. 5. Эллиптические орбиты при различных по величине, но одинаковых по направлению начальных скоростях.

Если эллиптическая орбита космического аппарата пересекает поверхность небесного тела или плотные слои его атмосферы, то движение заканчивается падением аппарата; в противном случае мы получаем искусственный спутник Земли или другого небесного тела. Период обращения P искусственного спутника (время одного его оборота) определяется по формуле:

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

т. е. зависит только от его большой оси, а следовательно, лишь от величины начальной скорости. Поэтому периоды обраще-

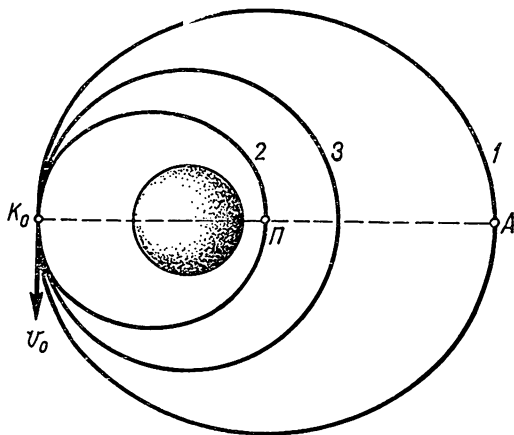


Рис. 6. Орбиты спутника при трансверсальной начальной скорости.

ния по орбитам, изображенным на рис. 5, должны быть одинаковыми.

Для практики важны случаи, когда начальные скорости «трансверсальны», т. е. перпендикулярны направлению на притягивающий центр¹ (рис. 6). При этом, очевидно, начальная точка должна стать перигеем или апогеем. Первое будет в том случае, когда начальная скорость достаточно велика (больше некоторой величины), чтобы спутник мог начать удаляться от Земли на пути к апогею (орбита 1 на рис. 6). Вторая будет в случае, когда скорость меньше некоторой величины (орбита 2); при этом, очевидно, возможно падение на Землю (если перигей окажется под земной поверхностью или ниже границы плотных слоев атмосферы). Пограничным является случай, когда начальная скорость такова, что спутник не поднимается и не опускается, т. е. описывает *круговую орбиту 3* (частный случай эллиптической) с постоянной круговой скоростью. Круговую скорость нетрудно вычислить, если учесть, что она должна быть такова, чтобы центростре-

мительное ускорение $\frac{v^2}{r}$ равнялось гравитационному ускорению² $\frac{fM}{r^2}$, т. е. $\frac{v^2}{r} = \frac{fM}{r^2}$; отсюда:

$$v_{кр} = \sqrt{\frac{fM}{r}}.$$

Мы нашли формулу для круговой скорости. Легко заметить, что

$$v_{осв} = v_{кр} \sqrt{2}.$$

Значение круговой скорости у поверхности Земли равно 7,91 км/сек, на высоте 200 км — 7,79 км/сек. И то, и другое значение (чаще первое, чем второе) называют *первой космической скоростью*. Разумеется, движение спутника около земной поверхности, на нулевой высоте, можно рассматривать только в качестве теоретического случая.

Параболическое движение. Чем больше начальная скорость космического аппарата, тем дальше удаляется апогей (афелий) орбиты от притягивающего центра. Когда начальная скорость космического аппарата, безразлично как направленная, окажется равной местной скорости освобождения, то, как и в случае прямолинейного радиального

¹ Трансверсальное направление совпадает с горизонтальным, если пренебречь сплюснутостью Земли.

² Гравитационное ускорение находится делением силы всемирного тяготения $F = \frac{fMm}{r^2}$ на массу спутника m .

движения, космический аппарат удалится в бесконечность, причем его скорость будет постепенно уменьшаться до нуля. Орбита при этом будет представлять незамкнутую кривую — *параболу*. По этой причине скорость освобождения называют также *параболической скоростью*. В любой точке параболы скорость определяется по формуле:

$$v = \sqrt{\frac{2fM}{r}}.$$

Таким образом, кривая 1 на рис. 3 представляет собой график изменения скорости параболического движения космического аппарата, как бы ни была направлена его начальная скорость.

Гиперболическое движение. Если начальная скорость превышает параболическую, то движение происходит по *гиперболе*. Гиперболическое движение характеризуется существованием *остаточной скорости на бесконечности*, которая определяется по той же формуле, как и в случае прямолинейного движения.

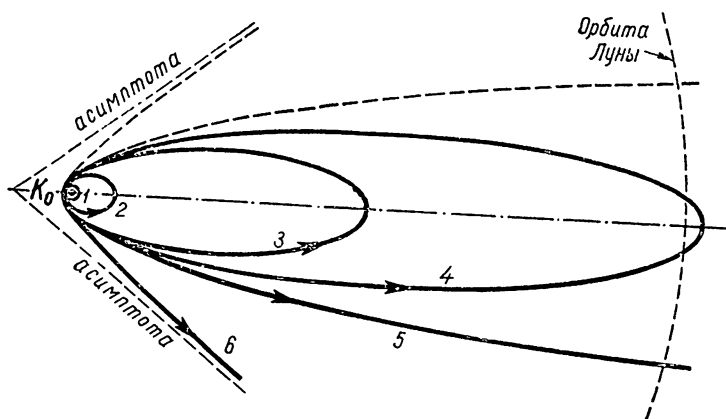


Рис. 7. Орбиты при различных трансверсальных начальных скоростях: 1 — круговая при $v_0=7,9$ км/сек; 2 — эллиптическая при $v_0=10,0$ км/сек; 3 — эллиптическая при $v_0=11,0$ км/сек; 4 — эллиптическая при $v_0=11,1$ км/сек; 5 — параболическая при $v_0=11,19$ км/сек; 6 — гиперболическая при $v_0=12,0$ км/сек.

На рис. 7 показаны несколько эллиптических орбит, а также параболическая и гиперболическая орбита, причем предполагается, что горизонтальные начальные скорости сообщаются у земной поверхности.

Особенностью гиперболической орбиты является то, что по мере удаления от центра притяжения ее ветви все более распрямляются, все теснее приближаясь к сторонам некото-

рого угла, которые называются *асимптотами* гиперболы. Чем больше начальная скорость, тем больше этот угол.

Важно иметь в виду, что любая эллиптическая, параболическая или гиперболическая орбита лежит в плоскости, проходящей через притягивающий центр. Положение этой плоскости в пространстве не изменяется.

Рассмотренные нами виды орбит исчерпывают все типы пассивных движений в центральном поле тяготения. Все они называются *кеплеровыми движениями* (а соответствующие орбиты — *кеплеровыми орбитами*) — по имени немецкого ученого Иоганна Кеплера (1571—1630), впервые открывшего и изучившего частный случай движения в центральном поле тяготения — эллиптическое движение планет и тем самым положившего начало небесной механике.

Возмущенное движение

Кеплерово движение космического аппарата в точности никогда не может осуществляться. Во-первых, притягивающее небесное тело не может обладать точной сферической симметрией, и, следовательно, его поле тяготения не является, строго говоря, центральным. Во-вторых, на космический аппарат действуют притяжения других небесных тел. Но кеплерово движение настолько просто и так хорошо изучено, что ученые обычно стараются даже при отыскании точных траекторий не отказываться полностью от кеплеровой орбиты. Она рассматривается как некая опорная орбита, но учитываются возмущения, т. е. искажения, которые орбита претерпевает от притяжения того или иного тела, светового давления, сплюснутости Земли у полюсов и т. д. Такое уточненное движение называют *возмущенным движением*.

Возмущения орбиты могут вызываться не только природными силами. Их источником может быть также двигатель малой тяги (например, электрический или солнечно-парусный), помещенный на борту космического аппарата или спутника Земли.

Движение космического аппарата относительно центра масс

До сих пор мы говорили только о траектории космического аппарата, т. е. о его пути в мировом пространстве, о линии, вычерчиваемой им, а точнее сказать, о линии, вычерчиваемой центром масс космического аппарата. Иными словами, мы считали космический аппарат материальной точкой. Но ведь фактически космический аппарат имеет определенные размеры и ту или иную форму. Двигаясь по орбите, он одновременно так или иначе вращается вокруг своего центра масс, т. е. изменяет свою *ориентацию*.

Вращение вокруг центра масс происходит под действием природных сил (тяготение, сопротивление среды, световое давление, магнитные силы, удары метеоритов), а также под действием управляющих двигателей или маховиков.

Пара небольших двигателей, укрепленных на разных концах космического аппарата и действующих в противоположных направлениях¹, может сообщить ему определенное вращательное движение, ничуть не вмешиваясь в движение его по траектории. Небольшой маховик, укрепленный внутри космического аппарата и вращающийся с большой скоростью, может сообщить ему медленное вращение в противоположном направлении. Таким образом космическому аппарату может быть придана та или иная ориентация в пространстве. Важно, чтобы в течение более или менее продолжительного времени эта ориентация сохранялась неизменной, несмотря на то, что природные силы стремятся ее нарушить.

Следует иметь в виду, что движение космического аппарата относительно центра масс гораздо более чувствительно к воздействию слабых внешних сил, чем движение центра масс по траектории. Достаточно сказать, что если одну сторону небольшого, но массивного шарообразного спутника окрасить в белый цвет, а другую в черный, то световое давление довольно серьезно повлияет на его вращательное движение, в то время как на орбитальном движении практически не отразится. Даже вспышка на Солнце, которая извергает в космос поток частиц, может отразиться на ориентации космического аппарата.

Правильная ориентация космического аппарата может быть необходима для различных целей. Если цель космического эксперимента заключается в наблюдении Солнца или исследовании его излучения, желательно, чтобы приборы держали наше дневное светило в своем поле зрения. Приборы спутника, предназначенного для наблюдения земной поверхности или облачности в атмосфере, должны «видеть» нашу планету. Предположим, наконец, что космический аппарат должен изменить свою траекторию, совершить маневр в космосе. Тогда нужно позаботиться о том, чтобы в течение того промежутка времени, на которое будет включена бортовая двигательная установка, аппарат был определенным образом ориентирован в пространстве. В противном случае космический аппарат получит дополнительную скорость совсем не в том направлении, в котором нужно, что приведет к печальным последствиям (например, спутник вместо того, чтобы спуститься на Землю, только увеличит высоту своего апогея).

¹ Это могут быть, в частности, сопла, выбрасывающие струи сжатого газа. В системе ориентации советской автоматической межпланетной станции «Зонд-2» использовались также впервые плазменные двигатели.

Неизменная ориентация, или стабилизация, космического аппарата может быть активной и пассивной.

Активной называется стабилизация космического аппарата с помощью пар реактивных двигателей или с помощью маховиков. Классическим примером активной стабилизации может служить стабилизация советской автоматической межпланетной станции «Луна-3» во время фотографирования обратной стороны Луны в октябре 1959 г. Система ориентации станции сначала прекратила беспорядочное вращение станции и заставила ее повернуться «хвостовой» частью к Солнцу (рис. 8). При этом важную роль играли чувстви-

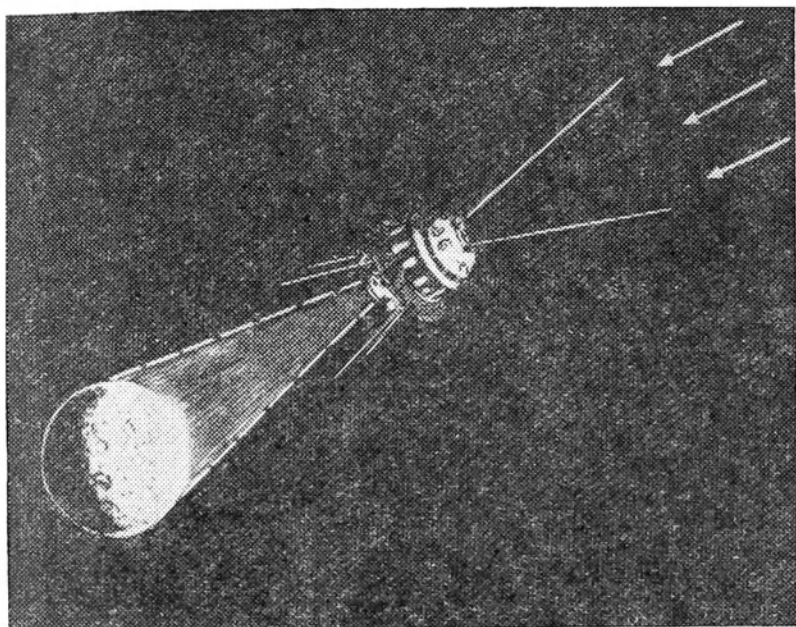


Рис. 8. Ориентация АМС «луна-3» во время фотографирования обратной стороны Луны.

ные элементы — датчики, реагирующие на свет Солнца. Траектория станции и момент старта были выбраны таким образом, чтобы к началу фотографирования Луны станция находилась примерно на линии Солнца—Луна, т. е. с точки зрения станции было почти полнолуние. Поэтому ориентация на Солнце привела к тому, что передний конец станции с иллюминатором для фотоаппаратов оказался направленным примерно на Луну. После этого ориентация на Солнце отключилась и специальная оптическая система начала уточнять на-

ведение на Луну, ориентируясь на ее свет. В течение 40 минут, пока продолжалось фотографирование Луны, система ориентации держала диск Луны в поле зрения фотоаппаратов. Работа системы ориентации началась в тот момент, когда Земля находилась в стороне от линии Луна—Солнце и оптические датчики не могли спутать свет Луны со светом Земли.

После завершения фотографирования Луны, прежде чем окончательно выключиться, система ориентации сообщила станции упорядоченное вращение с такой скоростью, чтобы облегчить работу приборов, поддерживавших постоянный температурный режим внутри ее корпуса.

Другим примером активной стабилизации может служить ориентация на Солнце кораблей-спутников «Восток» перед включением тормозной двигательной системы.

Негрудно сообразить, что ориентация космического корабля в каком-то одном направлении, например на Солнце, ещё не фиксирует полностью его положения в пространстве, ибо остается возможность вращения вокруг оси, совпадающей с этим направлением. Чтобы остановить это вращение, нужно «закрепить» еще одну ось в космическом аппарате, направив ее на какое-нибудь небесное тело. Таким телом может быть достаточно яркая звезда, удерживаемая в поле зрения автоматического телескопа на межпланетной станции. Звезда Канопус, вторая по яркости (после Сириуса) на небесной сфере, взята за опорную точку в системе ориентации американского космического аппарата «Маринер-4», запущенного к Марсу 28 ноября 1964 г. Этот аппарат, весом 260 кг, после проведенной 5 декабря 1964 г. коррекции траектории должен пройти 14 июля 1965 г. на расстоянии около 9000 км от поверхности Марса.

Вместо яркой звезды может быть использована также Земля, радиосигнал которой улавливается направленной антенной космического аппарата. Такой способ стабилизации был использован в системе управления американского космического аппарата «Маринер-2», пролетевшего в 1962 г. на расстоянии 35 600 километров от поверхности Венеры.

Если необходимо осуществить коррекцию траектории, то по сигналу с Земли исполнительные органы системы ориентации заставят космический аппарат определенным образом повернуться, чтобы бортовой корректирующий двигатель мог сообщить дополнительную скорость в нужном направлении.

Пассивной стабилизацией называется стабилизация, использующая действие природных сил, которые автоматически приводят аппарат в нужное положение. Так, например, возможна постоянная ориентация на Солнце с помощью солнечного паруса, основанная на существовании светового давления. Использование солнечных парусов для стабилизации было предусмотрено в конструкции аппарата «Маринер-4».

Ценность пассивной стабилизации заключается в том, что она не нуждается ни в запасах рабочего тела, ни в сложной системе автоматического управления. Однако система пассивной стабилизации неспособна, как правило, остановить беспорядочное вращение космического аппарата после отделения от ракеты-носителя и придать ему правильную ориентацию. Эта задача должна быть предварительно решена с помощью системы активной стабилизации.

Правильное истолкование полученных со спутников по радио данных измерений во многих случаях зависит от того, насколько хорошо нам известно их вращательное движение относительно центра масс. Например, показания магнитометров (приборов, измеряющих напряженность магнитного поля) зависят от ориентации искусственного спутника, на котором они установлены. С другой стороны, эти показания дают возможность сделать некоторые заключения о том положении, в котором находился спутник.

Теория движения космических аппаратов относительно центра масс представляет собой большой и важный раздел небесной баллистики, который в этой небольшой книжке не может, однако, быть достаточно полно освещен.

ПОЛЕТЫ В ОКОЛОЗЕМНОМ КОСМИЧЕСКОМ ПРОСТРАНСТВЕ

Орбиты искусственных спутников Земли

Искусственным спутником Земли называется тело, движущееся вокруг Земли по эллиптической (в частном случае — круговой) орбите.

На рис. 9 изображена типичная орбита спутника Земли, на которой буквами *П* и *А* изображены соответственно перигей и апогей. Плоскость орбиты спутника определенным образом ориентирована в пространстве, причем, если пренебречь возмущениями (ниже мы увидим, в какой мере это можно делать), эта ориентация остается неизменной. Плоскость орбиты образует определенный угол с плоскостью земного экватора (*угол наклонения* или просто *наклонение*), который является весьма важной характеристикой орбиты. Когда этот угол равен нулю, то мы имеем тело с *экваториальной орбитой* (рис. 10), спутник все время пролетает над экватором. При наклонении орбиты, равном 90° , орбита называется *полярной*, так как проходит над земными полюсами.

Если движение спутника происходит в том же направлении, что и вращение Земли, то спутник называется *прямым*. В противном случае спутник называется *обратным*. Для спут-

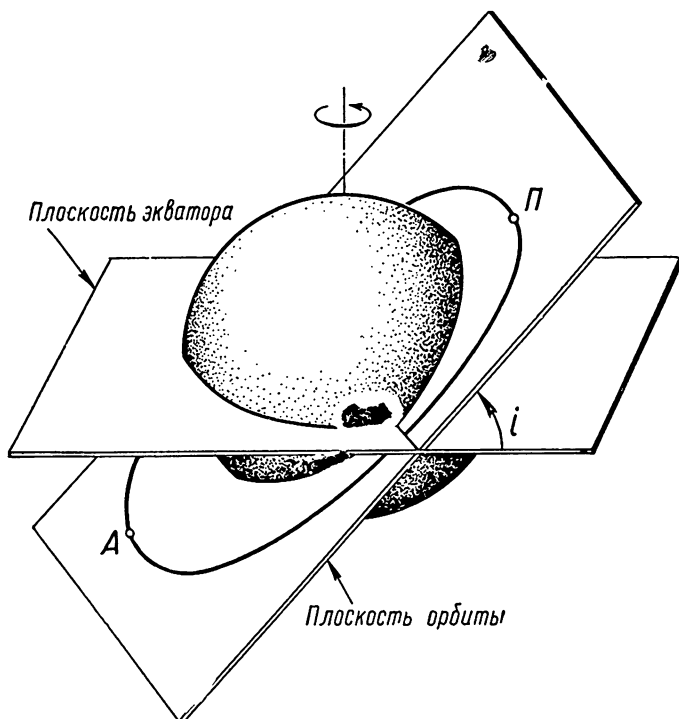


Рис. 9. Типичная орбита спутника Земли.

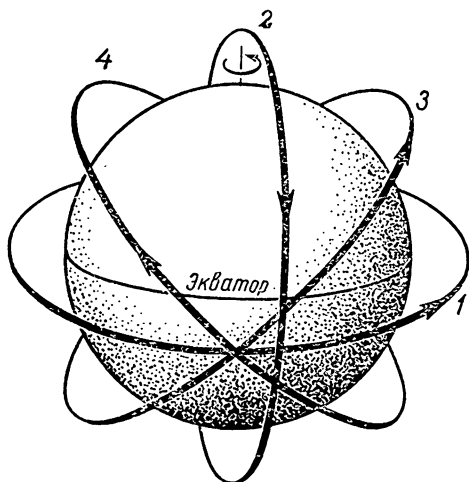


Рис. 10. Орбиты спутников: 1 — экваториальная, 2 — полярная, 3 — прямая, 4 — обратная.

ников с обратным движением принято считать угол между плоскостями орбиты и экватора большим 90° (таким образом, при наклоне 180° мы имеем дело с экваториальным спутником, движущимся навстречу пробегающей под ним земной поверхности).

Нетрудно понять, что спутник пролетает только над теми районами земного шара, географическая широта которых (северная или южная) не больше

угла наклона. Из пунктов, расположенных севернее или южнее крайних параллелей, спутник, однако, может быть виден, если он пролетает на достаточно большой высоте. Экваториальный спутник не может быть виден с земных полюсов, как бы высоко ни была расположена его орбита. Полярный спутник, конечно, пролетает над всеми широтами.

Основными характеристиками самой орбиты спутника являются высота перигея, высота апогея и период обращения спутника, которые, наряду с углом наклона плоскости орбиты к плоскости экватора, всегда указываются в официальных сообщениях о запусках спутников. Зная высоту апогея и перигея, а также диаметр земного шара, легко найти среднее расстояние спутника от центра Земли и эксцентриситет орбиты. Впрочем, среднее расстояние a можно найти, зная период обращения P , по формуле, приводившейся на стр. 18. Для специалистов еще важно знать, как расположена орбита в своей плоскости (над какими широтами располагаются перигей и апогей) и как ориентирована плоскость орбиты в пространстве. Если, кроме того, знать, в какой момент спутник прошел какую-нибудь конкретную точку своей орбиты (например, перигей), то по формулам небесной механики может быть предсказано положение спутника в мировом пространстве в любой момент времени.

Однако такое предсказание не может быть точным, если не учитывать возмущений, которые испытывает движение спутника от различных факторов.

Возмущенное движение спутников

Вследствие возмущений спутник движется фактически не по эллипсу, а по замысловатой линии, не расположенной, строго говоря, в одной плоскости и вовсе не являющейся замкнутой, так что, совершив один оборот, спутник не возвращается в прежнюю точку пространства. И скорость движения спутника изменяется не так плавно, как в эллиптическом движении.

Но поскольку ученым очень не хочется отказываться от простого и хорошо изученного эллиптического движения, они предпочитают считать, что спутник как бы движется по эллипсу, но что сам этот эллипс непрерывно изменяется. Плоскость, в которой он расположен, поворачивается, покачивается. Сам эллипс как бы «дышит», вытягивается или сокращается, поворачивается в своей плоскости.

Движение спутника по орбите часто сравнивают с движением поезда по рельсам (с очень строгим расписанием!). Это верно, если не учитывать возмущений. Если же их учитывать, то вернее будет представлять себе железнодорожное полотно,

медленно, но непрерывно искривляющееся, ползущее под колесами поезда...

Наиболее важными источниками возмущений являются неправильности формы Земли и сопротивление атмосферы.

Как известно, Земля не имеет точной формы шара: она сплюснута у полюсов, ее полярный радиус на 21 км короче экваториального. В небесной механике Землю иногда представляют в виде шара с надетым на него на экваторе массивным обручем. Вместо сжатия рассматривают «экваториальное вздутие» Земли.

Как же влияет экваториальное вздутие на орбиту спутника?

Наиболее сильно оно сказывается на положении плоскости орбиты. Эта плоскость не остается неизменной, а непрерывно поворачивается в пространстве. Если провести перпендикуляр к этой плоскости из центра Земли, то он будет описывать конус вокруг земной оси (рис. 11, а), напоминающий конус, описы-

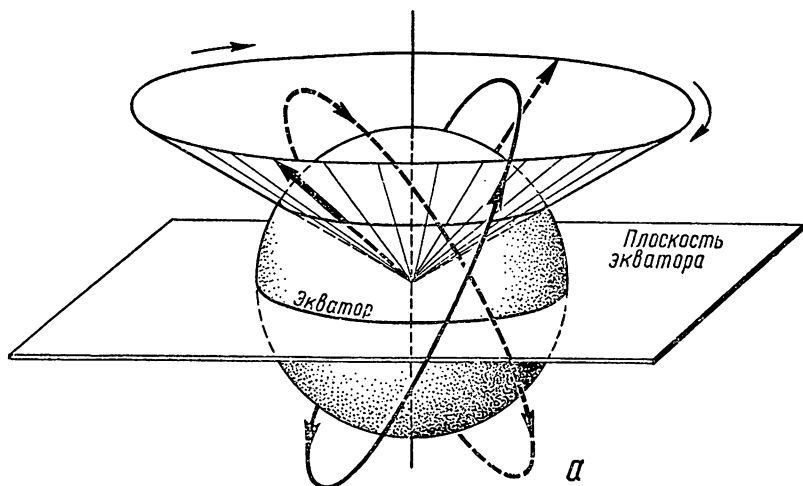


Рис. 11, а. Прецессия плоскости орбиты спутника. Конус, описываемый перпендикуляром к плоскости орбиты.

ваемый осью волчка. Поворачивание плоскости орбиты называется ее *прецессией*. В результате прецессии линия пересечения плоскостей орбиты и экватора как бы непрерывно отступает, вращаясь в сторону, противоположную движению спутника, т. е. навстречу ему. Поэтому при прямом движении спутника, он, совершив один оборот, пересекает экватор западнее, чем раньше, даже если предположить, что Земля не вращается (рис. 11, б).

Чем больше наклонение орбиты, тем медленнее поворачи-

вается ее плоскость. Плоскости орбит первых советских спутников поворачивались за сутки на четверть градуса. На плоскости орбиты полярного спутника экваториальное вздутие Земли никак не сказывается. Быстрее всего поворачиваются плоскости орбит, близкие к экваториальным (до 9° в сутки). Но на плоскости экваториального спутника сжатие Земли, естественно, не сказывается (перпендикуляр к орбите совпадает с осью Земли): этот эффект заменяется простым убыстрением движения спутника — спутник «ощущает» лишнюю экваториальную массу.

Помимо прецессии, экваториальное вздутие Земли вызывает незначительные колебания плоскости орбиты спутника. Дважды в течение каждого оборота плоскость орбиты как бы «вздрагивает» в тот момент, когда спутник пересекает экватор. Эти колебания, как и прецессию, можно объяснить тем, что спутник, испытывая дополнительное притяжение со стороны экваториального вздутия, при приближении к экватору спрямляет свой путь к нему, поворачивая влево, если он движется с юго-запада на северо-восток (рис. 12), в результате чего наклонение увеличивается. После пересечения экватора спутник под действием экваториального вздутия поворачивает вправо, вследствие чего плоскость орбиты принимает прежнее положение. Поскольку экваториальное вздутие Земли не слишком велико, подобное покачивание орбиты произошло, конечно, более плавно, чем это мы для наглядности изображили. Из рис. 12 видно, что точка пересечения орбиты с экватором перемещается навстречу спутнику.

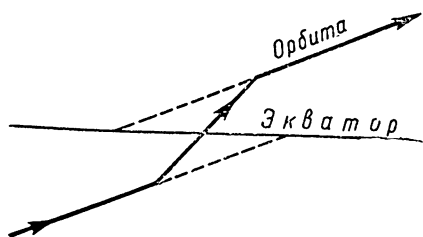


Рис. 12. Наглядное объяснение влияния экваториального вздутия.

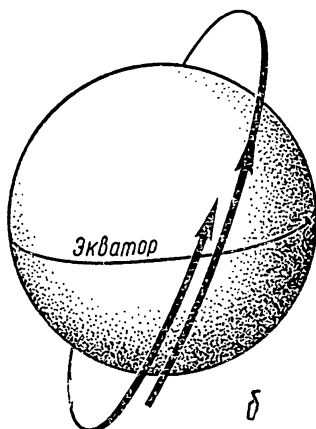


Рис. 11, б. Сдвиг точки пересечения экваториальной плоскости за один оборот (прецессия орбиты).

Наконец, экваториальное вздутие заставляет большую ось орбиты непрерывно поворачиваться в плоскости орбиты, так что перигей орбиты все время перемещается (рис. 13). Если при запуске спутника, например, перигей был расположен в северном полушарии.

то в конце концов он может оказаться в южном. При малом наклонении (меньше $63,4^\circ$) перигей движется в сторону движения спутника, при большом (больше $63,4^\circ$) — в противоположном. Перигей двух первых советских спутников, находившиеся вначале примерно на 50° северной широты, через пять месяцев оказались над экватором.

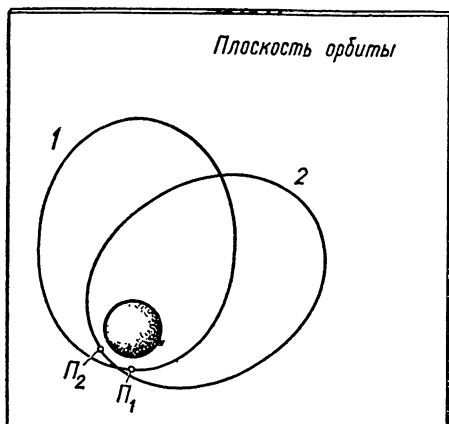


Рис. 13. Поворот орбиты в ее плоскости: 1 — старое положение, 2 — новое положение, P_1 — старый перигей, P_2 — новый перигей.

На движении не слишком высоко летающих спутников Земли должны отражаться более или менее значительные неоднородности в распределении массы земного шара. Спутник должен по-разному реагировать на материк и океан, над которыми он пролетает, «чувствовать» горные хребты и, возможно, даже залежи полезных ископаемых. На последнее обстоятельство учеными возлагаются особые надежды. Не помогут ли нам точные наблюдение

искусственных спутников «заглянуть» в глубь Земли?

В этом нет ничего фантастического. В прессе сообщалось о том, что были зарегистрированы отклонения американских спутников от предвычисленных орбит, происходившие вследствие влияния глубоководной впадины близ Соломоновых островов в Тихом океане. При наблюдении за движением крохотного американского спутника «Авангард-1» обнаружили неправильности, которые можно было объяснить лишь тем, что северный полюс Земли находится дальше от ее центра, чем южный (рис. 14). Вычисления определили эту разницу. Она составила 30 м. Впрочем, вывод о так называемой «грушевидности» Земли еще нуждается в дополнительной проверке.

Таким образом, спутники помогают решить основную задачу геодезии — уточнить форму Земли. Впрочем, с помощью спутников эта задача решается еще и

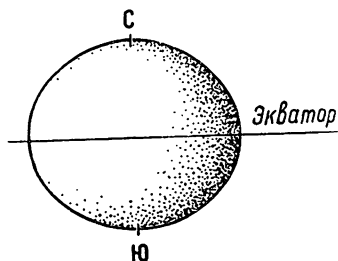


Рис. 14. «Грушевидность» Земли (сильно преувеличена).

иным путем, не имею-

щим отношения к возмущению движения. Одновременно с нескольких станций наблюдения точно устанавливают положение спутника на звездном небе. Тем самым удастся определить положение станций относительно друг друга, а значит и уточнить положение островов в океане, «привязать» материки друг к другу, измерить кривизну земной поверхности.

Обратимся теперь к эффекту атмосферного сопротивления.

Спутник, движущийся по эллиптической орбите, встречает максимальное сопротивление в своем перигее, где плотность среды минимальна, и наименьшее — в апогее (если апогей достаточно высок, то здесь сопротивление может и вовсе отсутствовать). Схематично можно себе представить дело таким образом, будто бы спутник на каждом обороте один раз ныряет в более плотные слои атмосферы и, естественно, выходит из них с меньшей скоростью, чем вошел. Поэтому его апогей снижается. Поскольку в более высоких слоях атмосферы спутник также встречает некоторое сопротивление, его перигей также опускается, но в значительно меньшей степени, чем апогей. Таким образом, с каждым новым оборотом орбита спутника все более приближается к круговой.

Достигнув круговой орбиты, спутник далее спускается по спирали, причем каждый его виток мало отличается от окружности. Общий характер траектории спутника в атмосфере показан на рис. 15.

Оказавшись на более низкой орбите, спутник имеет большую орбитальную скорость. Таким образом, хотя это кажется парадоксальным, следствием сопротивления атмосферы является не уменьшение, а постепенное увеличение скорости спутника. На эллиптических витках средняя скорость спутника также возрастает. В этом заключается так называемый *парадокс спутника*. Он объясняется следующим: хотя кинетическая энергия спутника (связанная со скоростью) возрастает, общая энергия тем не менее уменьшается, ибо определяющую роль играет уменьшение потенциальной энергии, происходящее из-за снижения спутника. Потери полной энер-

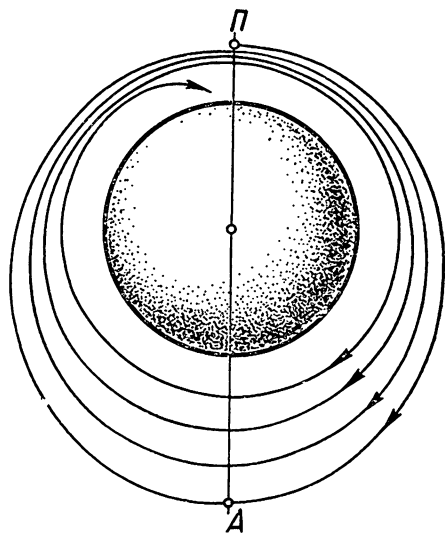


Рис. 15. Снижение спутника в атмосфере.

гии, разумеется, объясняются преодолением сопротивления атмосферы.

По мере снижения орбиты период обращения уменьшается. Когда период обращения приближается к 88 минутам, это служит сигналом того, что жизнь спутника подходит к концу. Таков период обращения по круговой орбите на высоте 160 км. Ниже этого уровня начинается падение спутника. Войдя в плотные слои атмосферы, спутник разогревается и распадается на части.

Спутник встречает тем большее сопротивление, чем меньше его масса и чем больше в наиболее широком месте поперечное сечение, перпендикулярное направлению движения (обе эти величины характеризуют «парусность» спутника).

Спутник заданной формы встречает максимальное сопротивление на определенной высоте. Для тупоносого и полого спутника эта высота больше, чем для заостренного и тяжелого. Поэтому первый проникает в плотные слои атмосферы с меньшей скоростью, а следовательно, меньше разогревается.

Сопротивление атмосферы приводит также к некоторому поворачиванию орбиты спутника в ее плоскости. Поскольку верхние слои атмосферы в какой-то мере увлекаются вращением Земли, не слишком высоко летающие спутники испытывают воздействие западного ветра. Оно приводит к поворачиванию плоскости орбиты, правда, весьма незначительному.

Наблюдение движения некоторых спутников обнаружило такие неправильности их поведения, которые могут быть объяснены лишь внезапным увеличением плотности атмосферы на пути спутников. Это увеличение плотности объясняется действием на атмосферу солнечного излучения.

Спутники должны, по-видимому, также «ощущать» смену дня и ночи, так как днем земная атмосфера как бы «вспухает» и ее плотность в верхних слоях возрастает.

Внимательное наблюдение за торможением спутников (в основном, за ходом уменьшения их периода обращения) позволяет ученым вычислить плотность верхних слоев атмосферы, а это приводит к ценным в теоретическом и практическом отношении выводам.

На движении спутников, имеющих высокие орбиты, может серьезно сказываться давление солнечного света. 12 августа 1960 г. в США был запущен на почти круговую орбиту с высотой около 1600 км спутник «Эхо-1», предназначенный для пассивной ретрансляции радиосигналов на большие расстояния. Представляя собой легкий сферический баллон массой 68 кг и диаметром 30 м, этот спутник обладает большой «парусностью» по отношению к давлению солнечного света. В результате его орбита из круговой примерно через пять месяцев превращается в эллиптическую с перигеем на высоте около 900 км и апогеем на высоте 2200 км. За следующие пять-шесть

месяцев орбита опять возвращается к почти круговой форме, после чего снова начинает вытягиваться (полугодовой период этих колебаний связан с движением Земли вокруг Солнца). В момент регулярных погружений перигея в несколько более плотные слои атмосферы (хотя и весьма-весьма разреженные) начинает сказываться парусность спутника по отношению к атмосферному сопротивлению, что приводит к постепенному опусканию орбиты и ограничивает жизнь спутника несколькими годами. Ракета-носитель спутника «Эхо-1», двигавшаяся по той же первоначальной орбите, вероятно, просуществует несколько тысяч лет.

Согласно сказанному на стр. 12—13, возмущения от притяжения Солнца (а по той же причине и Луны) почти не сказываются на низких орбитах спутников Земли. Однако спутники, движущиеся по очень сильно вытянутым эллиптическим орбитам, с весьма удаленными апогеями, испытывают серьезное влияние возмущений со стороны Луны и Солнца. Нам еще представится случай о них поговорить.

Как видим, искусственный спутник в целом представляет собой как бы чувствительный прибор, показаниями которого служат особенности его движения, наблюдаемые с Земли. Они позволяют узнать немало интересного о нашей Земле, о ее атмосфере и даже о Солнце.

Движение спутника относительно земной поверхности

Когда спутник совершает свои витки, его проекция как бы прочерчивает на поверхности Земли, вращающейся внутри его орбиты, некоторую линию. Эта линия соединяет те пункты материков и океанов, над которыми спутник в какой-то момент времени оказывается в зените. Ее часто называют *трассой спутника*. На рис. 16 показана трасса первого советского спутника в течение суток.

Очевидно, трасса экваториального спутника совпадает с экватором. Но есть одно очень важное исключение. Если экваториальный спутник имеет период обращения, равный звездным суткам¹, и движется в сторону вращения Земли, то он должен постоянно находиться над некоторой точкой экватора, будучи как бы жестко связан невидимым стержнем с земным шаром. Такой спутник называется *стационарным*.

Высота орбиты стационарного спутника над поверхностью Земли равна 35 800 километров. Трасса стационарного спутника изображается точкой на экваторе.

¹ Звездные сутки равны 23 часам 56 минутам 4 секундам и представляют собой период вращения Земли по отношению к звездам. Солнечные же сутки, по которым мы живем (24 часа) — это период вращения Земли по отношению к Солнцу. Период обращения спутника измеряется по отношению к звездам.

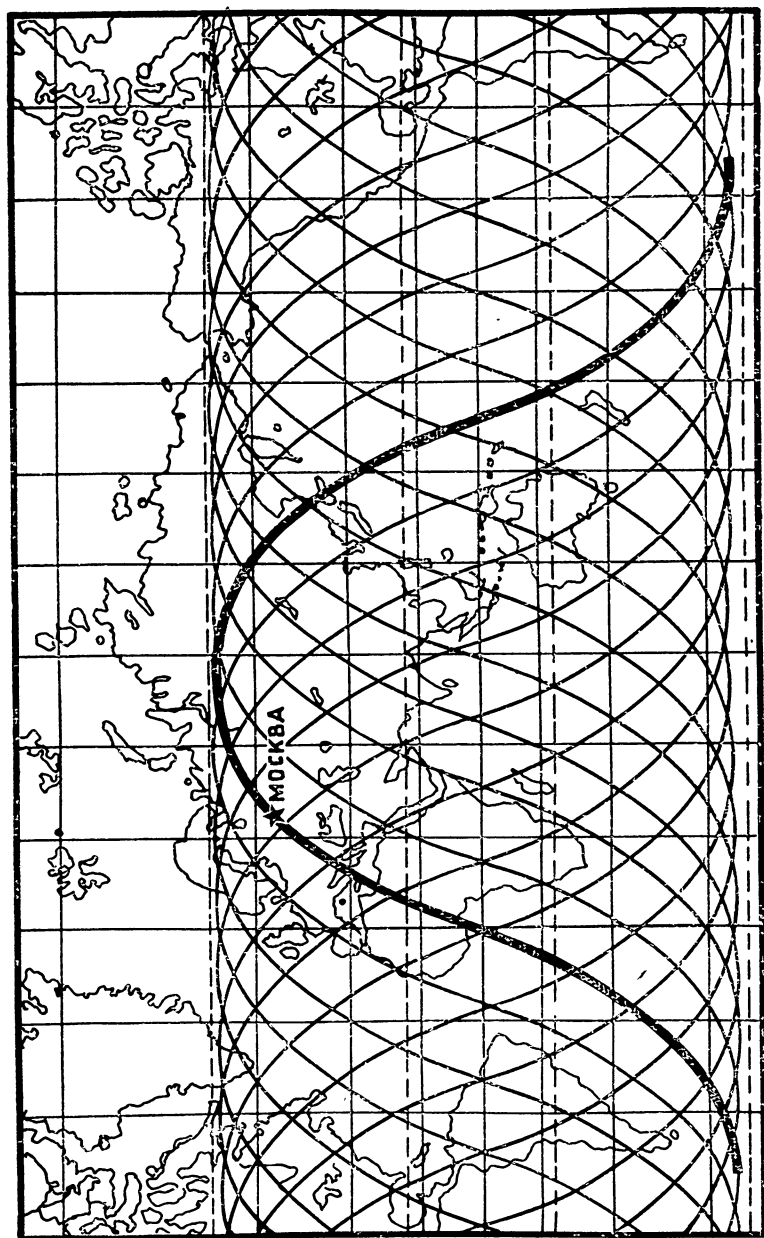


Рис. 16. Трасса первого искусственного спутника за сутки полета. Толстая линия —
трасса одного оборота.

Если спутник имеет суточный период обращения, но его орбита не лежит в экваториальной плоскости (синхронный или суточный спутник), то трасса его имеет вид «восьмерки» с пересечением на экваторе (рис. 17). Эта трасса не опоясывает земной шар, как, например, трасса на рис. 16¹, а лежит на одной его стороне.

Выбор орбиты спутника

Число запущенных до настоящего времени в Советском Союзе и США спутников уже превысило 300. Орбиты их крайне разнообразны.

Наряду со спутниками, обладающими почти круговыми орбитами, запускались спутники на весьма вытянутые эллиптические орбиты с апогеями, удаленными на десятки тысяч километров от Земли. Наряду с полярными спутниками вокруг Земли обращаются спутники в плоскостях, близких к плоскости экватора. Большинство спутников имеют прямое обращение, но некоторые имеют наклонение, превышающее 90°.

Выбор орбиты спутника диктуется целями его запуска.

Спутники, предназначенные для исследования атмосферы, запускаются сравнительно невысоко. Спутники, несущие приборы для исследования зон радиации, окружающих Землю, имеют вытянутые эллиптические орбиты. Их орбиты, конечно, далеко не полярные, так как над земными полюсами пространство свободно от интенсивной радиации. Некоторые спутники запускаются специально для исследования той или иной из окружающих Землю трех зон радиаций.

Некоторые орбиты выбираются таким образом, чтобы обеспечить наилучшие условия для визуального наблюдения спутников. Известно, что спутник может быть обнаружен простым глазом или в зрительную трубу только тогда, когда он пересекает так называемую сумеречную зону, опоясывающую земной шар около границы дня и ночи. Поэтому представляют интерес запуск спутника на орбиту, целиком пролегающую за этой зоной. Через несколько дней, однако, вследствие движения Земли вокруг Солнца сумеречная зона сместится, да и плоскость орбиты спутника повернется из-за сплюснутости Земли. Поэтому спутник уже нельзя будет наблюдать в любой точке его орбиты.

Для метеорологических спутников предпочтительны круговые орбиты с высотой 800—1000 км. Постоянная высота полета спутника обеспечивает одинаковый масштаб фотографических изображений участков земной поверхности. Для спутников, запускающихся с целью обзора всей земной поверхно-

¹ При вычерчивании трасс на рис. 17 не учитывалось поворачивание плоскостей орбит из-за сплюснутости Земли.

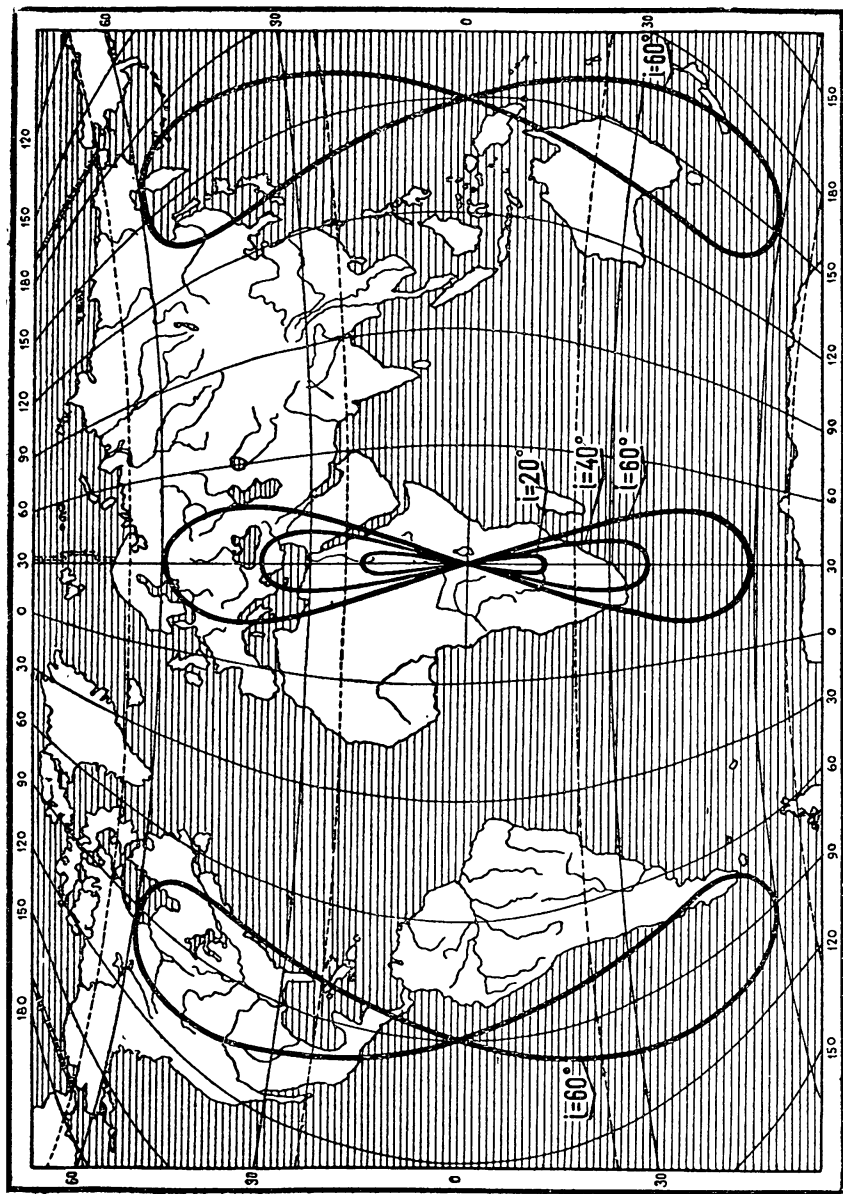


Рис. 17. Трассы пятисуточных спутников с круговыми орбитами. Три орбиты имеют наклонение 60° («Космические исследования», 1964, т. II, вып. 4).

сти, желательны полярные или близкие к полярным орбиты.

Навигационные спутники также запускаются на орбиты, близкие к круговым.

Для спутников связи выбираются такие орбиты, чтобы спутники возможно дольше были видны одновременно из пункта передачи и пункта приема. Очевидно, для этого орбита должна быть расположена по возможности выше (конечно, с учетом мощности передатчиков). При высокой орбите дальность передач будет больше. Удобны, в частности, эллиптические орбиты с апогеями, лежащими над областью радиопередач.

Орбита спутника связи может быть выбрана таким образом, чтобы он, допустим, каждый вечер обеспечивал телевизионные передачи из Европы в Африку. Несколько спутников, движущихся по одной орбите один за другим, могут обеспечить непрерывную связь: когда один из них для пункта передачи или пункта приема зайдет за горизонт, на смену ему придет другой. Для той же цели могут использоваться несколько орбит, расположенных в специально подобранных плоскостях.

Но еще лучше для этой цели могут служить суточные и особенно стационарные спутники. Стационарный спутник не заходит за горизонт нигде в той области, где он наблюдается, а область эта занимает 85% поверхности земного полушария. Три стационарных спутника, расположенные в вершинах равностороннего треугольника, могли бы транслировать телевизионную передачу из одного передающего центра (рис. 18) почти на весь земной шар (кроме полярных районов).

Орбиты обитаемых искусственных спутников пока ограничены высотой порядка 500—600 км. Это объясняется наличием радиационной опасности на большей высоте при длительном орбитальном движении. Максимальной высотой апогея до сих пор обладала орбита советского многоместного корабля-спутника «Восход» (408 км).

Прогресс ракетной техники, по-видимому, сделает возможными в будущем полеты и внутри зон радиации — можно будет поднимать на орбиту тяжелую защитную оболочку. Правда, сейчас не совсем ясно, для чего может понадобиться пребывание людей на высоких орбитах.

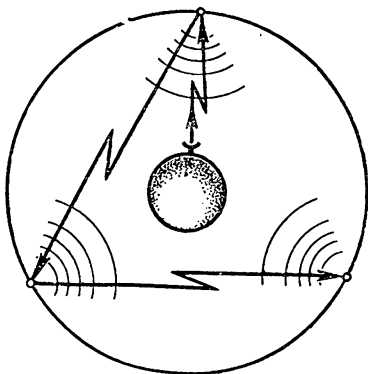


Рис. 18. Всемирная система телевидения с помощью трех стационарных спутников.

При запусках советских спутников «Восток» предусматривалась возможность спуска космонавта через две недели, если тормозная установка по каким-то причинам не сработает. Такой «аварийный» спуск мог быть возможным благодаря сопротивлению атмосферы. Поэтому спутники выводились на почти круговые орбиты, пролегающие на высоте около 200 километров.

В будущем, вероятно, постоянные орбитальные станции будут существовать в верхней атмосфере достаточно долго, не опускаясь на Землю. Для этого придется небольшой ракетной тягой компенсировать сопротивление атмосферы.

Ориентация спутников

Если спутник не обладает системой стабилизации, то, как мы говорили, после вывода на орбиту он совершает сложное вращательное движение типа «кувыркания» под действием аэродинамических, гравитационных, магнитных, радиационных сил. Характер вращения спутника может постепенно изменяться. Например, цилиндрический спутник, получивший в момент отделения от ракеты-носителя вращение вокруг продольной оси, стремится с течением времени начать вращаться вокруг поперечной оси напоподобие пропеллера.

Методы стабилизации спутников различны. К числу пассивных методов относится *аэродинамическая стабилизация*. Продольная ось спутника может быть ориентирована в направлении его полета, если расположить в хвостовой части спутника стабилизатор, обладающий большей парусностью, чем сам спутник (по принципу оперенной стрелы). Такая стабилизация может обеспечить при спуске с орбиты вход спутника в плотные слои атмосферы защищенной частью корпуса. При спуске американских кораблей «Меркурий» роль стабилизатора играл прикрепленный сзади ленточный парашют.

Гравитационная стабилизация основана на том, что отдельные части спутника получают от земного притяжения разные ускорения, так как их расстояния от центра Земли различны. Перепад интенсивности притяжения («градиент гравитации») приводит к тому, что спутник вытянутой формы стремится устойчиво сохранять расположение вдоль радиуса Земли: спутник все время «смотрит одним концом на Землю».

Стабилизация может быть осуществлена и активным путем, если поместить на борту спутника приборы, улавливающие тепловое излучение земной поверхности. Они смогут обнаружить линию горизонта, что и помогает автоматической системе управления ориентировать спутник по вертикали. Примерно так стабилизирован американский метеорологический спутник «Нимбус».

Наиболее простым способом стабилизации служит сооб-
щение спутнику вращения вдоль оси симметрии. Благодаря
гироскопическому эффекту, ось спутника, несмотря на возму-
щения, будет стремиться сохранить неизменным свое направ-
ление относительно звезд (но не относительно Земли!). Имен-
но таким способом были ориентированы американские метео-
рологические спутники «Тирос». В результате спутники не
кувыркались, что позволило получить десятки тысяч фотогра-
фий облачности Земли, но естественно, что на некоторых уча-
стках орбиты объективы телекамер оказывались направлен-
ными не на Землю, а... в небо.

Пилотируемые космонавтами спутники Земли легко ориен-
тируются в любом направлении с помощью ручной системы
управления. При этом космонавт, конечно, руководствуется
тем, что он видит через иллюминаторы или на телеэкране,
дающем изображение неба и земной поверхности. В некото-
рых случаях космонавту может оказаться важным знать, в
каком направлении в данный момент движется космический
корабль (сам космонавт этого движения, конечно, не ощу-
щает). Глядя в иллюминатор, космонавт по разбеганию обла-
ков, находящихся под ним, может определить лишь примерное
направление полета; при этом он не сможет заметить откло-
нения вектора скорости вверх или вниз. На советском много-
местном корабле «Восход», как рассказывал на пресс-конфе-
ренции летчик-космонавт К. П. Феоктистов, имелся специаль-
ный прибор, определявший направление вектора скорости
спутника относительно ионосферы, улавливая «ионный ве-
тер» — поток заряженных частиц.

Выведение спутника на орбиту

При выводе спутника на орбиту ракета-носитель обычно
сообщает ему начальную скорость после пересечения плотных
слоев атмосферы на высоте, не меньшей 160 км. После того
как достигнута необходимая орбитальная скорость, двигатель
последней ступени ракеты-носителя выключается. Далее от
этой ступени могут отделяться один или несколько искусствен-
ных спутников, предназначенных для разных целей. В момент
отделения спутник получает небольшую дополнительную ско-
рость. Поэтому начальные орбиты спутника и последней сту-
пени ракеты-носителя несколько отличаются между собой.

На рис. 19 показана типичная траектория выведения спут-
ника на орбиту, когда перигей находится вблизи плотных
слоев атмосферы. В этом случае особенно важно, чтобы ско-
рость спутника не была меньше заданной величины и чтобы
начальная скорость не отклонялась от горизонтали. В против-
ном случае спутник войдет в плотные слои атмосферы и сго-
рит.

Если запланированная орбита расположена достаточно высоко, то небольшие ошибки не грозят гибелью спутнику, но полученная орбита, если и не пересечет плотные слои атмосферы, может оказаться непригодной для намеченных научных целей.

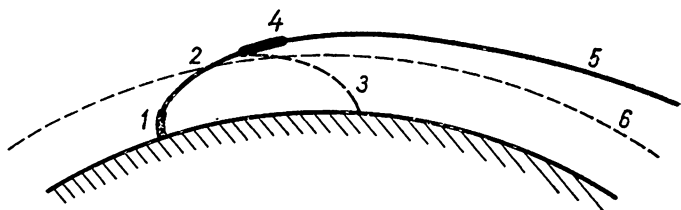


Рис. 19. Принципиальная схема выведения спутника на низкую орбиту с помощью двухступенчатой ракеты-носителя: 1 — активный полет первой ступени, 2 — пассивный полет, 3 — траектория падения первой ступени, 4 — активный полет второй ступени, 5 — орбита спутника, 6 — граница плотных слоев атмосферы.

Предположим, что от последней ступени ракеты-носителя на активном участке, уже после того как была набрана круговая скорость, отделился спутник, но двигатель последней ступени ракеты-носителя не выключился. После того как последняя ступень еще более увеличила свою скорость, от нее отделился второй спутник. Очевидно, орбиты двух спутников будут различны. При этом их перигейные высоты будут отличаться мало, так как за время дополнительного разгона последняя ступень не могла подняться слишком высоко. Апогеи же могут находиться на совсем разных высотах, ибо даже небольшое увеличение начальной скорости резко поднимает апогей (вспомним рис. 7, стр. 20).

Отделение двух спутников на активном участке полета последней ступени было впервые произведено 30 января 1964 г. При этом советский спутник «Электрон-1» был выведен на орбиту с высотой перигея 406 км и высотой апогея 7145 км, а спутник «Электрон-2» — с высотами соответственно 457 км и 68 000 км. Выбор орбит определялся целями запуска — изучением внутреннего и внешнего поясов радиации. Успешный запуск потребовал преодоления серьезных технических трудностей, связанных с необходимостью своевременного и безопасного для ракеты-носителя отделения первого спутника.

В случае запуска спутника на высокую круговую орбиту или орбиту с очень высоким перигеем может оказаться необходимым повторное включение последней ступени (или введение дополнительной ступени), если приходится переводить спутник с одной орбиты на другую. На рис. 20 показан один из возможных способов запуска стационарного спутника.

Сначала спутник выводится на низкую орбиту 1 (необходимая начальная скорость сообщается в точке А). В точке В вновь включается двигатель и спутник переводится на промежуточную эллиптическую орбиту 2. В апогее этой орбиты С еще один ракетный импульс дополняет малую апогейную скорость до необходимой круговой скорости 3,08 км/сек и начинается движение по стационарной орбите 3. Положение точки В выбирается таким образом, чтобы выход на стационарную орбиту осуществился над определенной точкой земного шара.

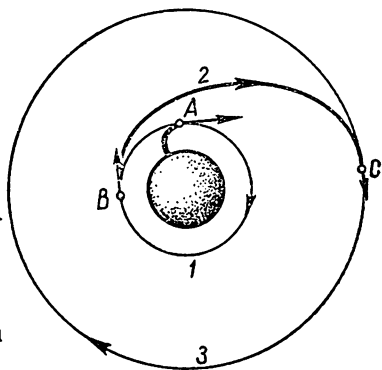


Рис. 20. Схема запуска стационарного спутника. Стрелки показывают направления импульсов тяги.

На рисунке все орбиты располагаются в одной плоскости, и, следовательно, точка старта находится на экваторе. Если же запуск производится не с экватора, то в точке С необходимо сообщить дополнительную скорость под каким-то углом к апогейной скорости (что требует дополнительных затрат топлива), чтобы перевести движение в экваториальную плоскость.

Маневрирование в околоземном космическом пространстве

Описанный выше метод запуска стационарного спутника представляет собой пример *маневрирования в космосе*. Следует отметить, что сложный маневр вывода на орбиту стационарного спутника требует очень большой точности систем управления.

19 августа 1964 г. был предпринят запуск на стационарную орбиту американского спутника «Синком-3», предназначенного для трансляции в Америку телевизионных передач из Токио во время XVIII Олимпийских игр. Спутник сначала вышел на эллиптическую орбиту с перигеем на высоте 1130 км, апогеем на высоте 36 900 км, периодом обращения 11 час., наклоном 16° . Во время обращения спутника по этой орбите производилось изменение наклона орбиты. При третьем прохождении апогея, когда под спутником оказалась Суматра, был произведен маневр, сопровождавшийся изменением плоскости движения, и спутник оказался на орбите, близкой к стационарной. Но для целей телесвязи проекция спутника на

земную поверхность должна была находиться не на острове Суматра, а в районе островов Гилберта в Тихом океане, в точке пересечения экватора с линией смены дат — 180-м меридианом. Понадобилось сложное маневрирование, продолжавшееся несколько дней, чтобы переместить спутник над поверхностью Земли. Следует иметь в виду, что дополнительное включение бортового двигателя должно было неизбежно перевести спутник с круговой орбиты на эллиптическую. Наконец, спутник оказался на орбите, наклоненной к плоскости экватора на $0,25^\circ$, с высотой перигея 34 170 км и апогея — 37 900 км. Эллиптичность орбиты сама по себе была не так уж вредна для преследовавшихся целей. Хуже было то, что период обращения спутника оказался на 13 минут больше звездных суток, так что спутник должен был постепенно смещаться к западу. Серия новых маневров остановила это смещение, и спутник оказался на орбите с высотой перигея 35 669 км, высотой апогея 35 906 км, наклонением $0,095^\circ$ и периодом обращения, превышающим звездные сутки всего лишь на 5 секунд. Такую орбиту можно считать практически стационарной.

Любой стационарный спутник всегда должен испытывать возмущения, которые время от времени необходимо корректировать с помощью бортовой двигательной установки. На борту спутника «Синком-3» содержится количество топлива, достаточное по расчетам для удержания его в течение 10 лет над 180-м меридианом.

Впервые широкое маневрирование в различных направлениях с изменением плоскости орбиты было осуществлено советским космическим аппаратом «Полет-1», запущенным 1 ноября 1963 г. Аналогичные операции проводились и аппаратом «Полет-2», запущенным на орбиту 12 апреля 1964 г.

Простейшим орбитальным маневром является спуск корабля-спутника на Землю. Чтобы осуществить его, необходимо перевести корабль на траекторию, ведущую в плотные слои атмосферы (их верхнюю границу можно в этом случае считать расположенной на высоте примерно 100 км). Вход в плотные слои атмосферы должен происходить достаточно полого, чтобы торможение в атмосфере происходило не слишком быстро, иначе космонавт испытает гибельную перегрузку. Поскольку орбиты кораблей-спутников пока еще располагаются невысоко, для перехода на траекторию спуска достаточно лишь сообщить кораблю с помощью тормозной двигательной установки слабый ракетный импульс в сторону, противоположную полету.

Наименьший импульс требуется в том случае, когда точка входа в плотные слои атмосферы находится на стороне Земли, противоположной точке схода с орбиты (траектория спуска

пролегает над половиной окружности земного шара). Однако такой маневр требует слишком большой точности величины и направления тормозного импульса. Обычно траектория спуска короче описанной и входит в плотные слои атмосферы несколько более круто. При этом выгоднее, с точки зрения расхода топлива, сообщить тормозной импульс не прямо противоположно движению, а под некоторым углом.

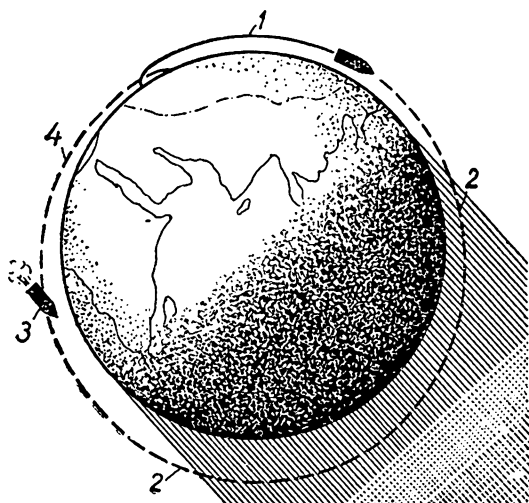


Рис. 21. Схема полета и спуска с орбиты корабля «Восток-1»: 1 — участок выведения, 2 — свободный полет, 3 — тормозной импульс, 4 — траектория спуска.

На рис. 21 схематично изображена траектория спуска с орбиты корабля-спутника «Восток-1». Для правильного направления тормозного импульса перед включением бортовой двигательной установки корабль был ориентирован на солнечный свет.

В будущем, как предполагают ученые, в плотные слои атмосферы будет полого входить планирующий космический аппарат. При этом траектория спуска сильно удлинится. Возможно, она составит даже несколько витков вокруг Земли. Скорость планера будет падать очень медленно, в результате чего резко уменьшатся перегрузки. Они будут лишь в какие-нибудь три раза превышать обычную силу тяжести, а не в 8—10 раз, как при описанном выше методе спуска (в отличие от планирующего спуска первый называют *баллистическим*).

К числу особо важных маневров в космосе, пока еще ни разу не осуществлявшихся, относится встреча спутников на

орбите. Чтобы такая встреча могла произойти, два спутника должны не только оказаться в одной точке пространства, но и иметь в этой точке одинаковые по величине и направлению скорости.

Если второй спутник запускается с земной поверхности, когда первый уже движется по орбите, то этот запуск может начаться только тогда, когда космодром окажется в плоскости перной орбиты. Если оба спутника запускаются с одного и того же космодрома, то второй запуск может произойти примерно через полсуток или сутки. Точный расчет должен производиться с учетом прецессии плоскости орбиты (см. стр. 28).

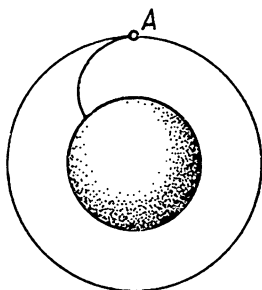


Рис. 22. Встреча на орбите при старте с поверхности Земли.

На рис. 22 показана схема встречи в точке *A* спутника, запускаемого с Земли, со спутником, движущимся по орбите. В район точки *A* второй спутник должен прийти раньше первого, так как ему еще предстоит набрать необходимую орбитальную скорость.

Допустим теперь, что необходимо осуществить встречу двух спутников уже движущихся по орбитам. Рассмотрим простейший случай, когда обе орбиты круговые (рис. 23). Допустим, что спутник, движущийся по орбите 1, должен присоединиться к спутнику, движущемуся по орбите 2. По суще-

ству, это просто означает, что спутник с орбиты 1 должен перейти на орбиту 2 в заданной точке *A*. Чтобы встреча на орбите 2 могла произойти, спутник, движущийся по этой орбите, должен в нужный момент оказаться в точке *A*. Для этого старт с орбиты 1 должен быть дан в такое время, чтобы спутник, обращающийся по орбите 2, успел подойти к точке *A*. Таким образом, старт с орбиты 1 возможен лишь при определенном расположении обоих спутников относительно Земли. Значит, если мы хотим воспользоваться траекторией перехода 3, то старт возможен только в строго рассчитанный момент времени.

Конечно, в другие моменты времени можно воспользоваться другими траекториями перехода, например траекторией 4. Но траектория 3 замечательна тем, что она требует наименьших затрат энергии на переход.

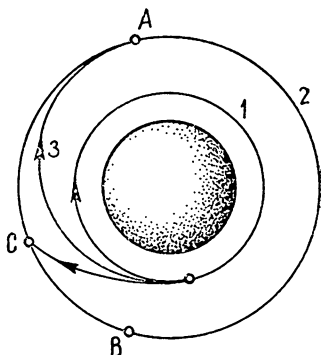


Рис. 23. Встреча на орбите при старте с другой орбиты.

Эти затраты определяются суммой двух скоростей: скорости, которую нужно добавить к уже имеющейся скорости спутника, чтобы перевести его с орбиты *I* на траекторию перехода, и скорости, которую нужно добавить в апогее *A*, чтобы довести апогейную скорость до местной круговой. Для всех остальных возможных траекторий перехода аналогичная сумма скоростей больше.

Траектория *3* называется *полуэллиптической*, так как она представляет собой половину эллипса, а также *гомановской траекторией* по имени немецкого ученого Гомана, впервые предложившего такую траекторию для перелета между планетами.

Как и в случае старта с земной поверхности, межорбитальный переход требует, чтобы прибывающий космический аппарат оказался в момент прибытия на орбиту впереди движущегося по ней спутника. Так обстоит дело при перелете с низкой орбиты на более высокую. Когда же производится спуск на более низкую орбиту, наоборот, приходится нагонять тот спутник, на орбиту которого совершен перелет.

Абсолютно точное сближение спутников по описанным методам все же невозможно из-за различных неточностей, но после того как спутники окажутся на весьма близких орбитах и будут разделены всего лишь несколькими километрами, нужно будет произвести их тесное сближение с помощью бортовых двигателей, управляемых с Земли или космонавтами. Затем последует завершающая стыковка космических аппаратов.

Встреча на орбите является для космонавтики одной из важнейших проблем сегодняшнего дня. Она может преследовать самые различные цели. На обитаемую орбитальную станцию может прибывать с Земли космический аппарат, чтобы доставить на нее кислород, воду и продовольствие или доставить смену экипажу, окончившему свой срок службы в космических лабораториях. На автоматический спутник связи может прибыть корабль для ремонта его оборудования. С одной орбиты на другую может понадобиться доставить экстренный груз или перелететь, чтобы оказать помощь в случае аварии. При этом, конечно, не придется ожидать расположения спутников, позволяющего совершить перелет по полуэллиптической орбите...

Наконец, встреча на орбите понадобится для сборки в космосе из доставляемых с Земли блоков большой орбитальной станции или межпланетного корабля (см. ниже).

Полет с малой тягой

Электрические и солнечные двигатели малой тяги сообщают, как уже говорилось (стр. 10), столь малое реактивное ускорение, что их бессмысленно ставить на ракете-носителе: они не оторвут ее от земной поверхности. Другое дело — космический аппарат, который улетает с искусственного спутника или просто покидает собственную околоземную орбиту. Даже ничтожная сила тяги, направленная в сторону движения и действующая непрерывно в течение нескольких недель или даже месяцев, уведет космический аппарат с прежней орбиты и заставит его медленно удаляться по спирали от Земли, с каждым витком поднимаясь все выше и выше (рис. 24).

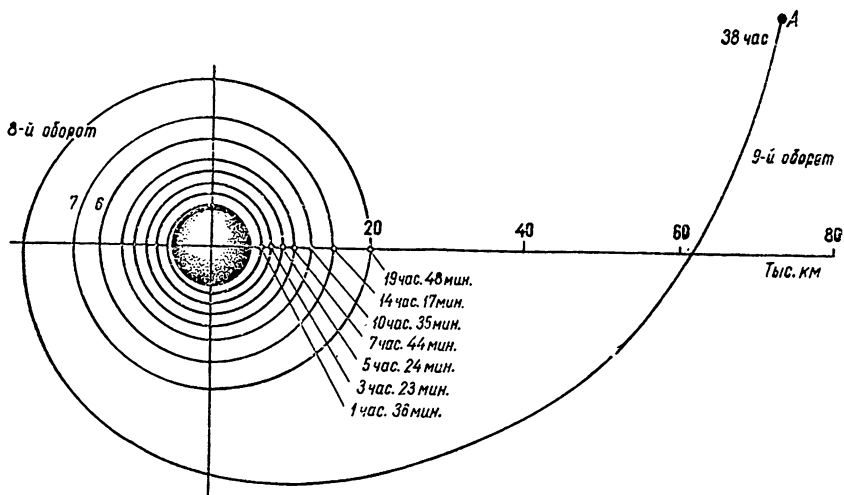


Рис. 24. Движение по спирали с малой касательной тягой при постоянном реактивном ускорении $0,005\text{ g}$. Старт — с орбиты высотой 320 км (по К. Эрике, США).

Движение космического аппарата в этом случае сильно напоминает снижение спутника в атмосфере, но происходит как бы в обратном направлении. Малая тяга представляет собой по величине примерно такой же возмущающий фактор, что и сопротивление атмосферы, но в то время как сила сопротивления атмосферы направлена противоположно скорости, малая тяга направлена в сторону движения. Подобно случаю снижения спутника в атмосфере, и теперь можно обнаружить парадокс, подобный «парадоксу спутника», но противоположного свойства: космический аппарат под действием малой тяги, направленной в сторону движения, не увеличивает, а уменьшает свою скорость, точнее — средняя скорость косми-

ческого аппарата на каждом витке меньше, чем на предыдущем.

Если первые витки космического аппарата на рис. 24 мало отличаются от первоначальной орбиты, то в конце концов они начинают все более «разгибаться». Напомним, что в течение всего этого времени тяга ракетного двигателя регулируется так, чтобы быть направленной так же, как и скорость, непрерывно меняющая свое направление.

Что произойдет, если внезапно выключить ракетный двигатель? Из рис. 24 видно, что если выключение произвести на первых и большинстве последующих витков, то космический аппарат начнет двигаться по орбите, мало отличающейся от круговой. На последнем же витке аппарат начал бы двигаться по сильно вытянутой эллиптической орбите. Наконец, выключение двигателя в точке А привело бы к последующему параболическому движению, а за этой точкой — к гиперболической траектории полета.

Выходит, что, несмотря на уменьшение скорости космического аппарата по мере удаления его от Земли, он в конце концов «разгоняется» до параболической скорости и, следовательно, покидает область земного притяжения. Не правда ли, странный разгон! Дело, однако, в том, что хотя скорость аппарата и уменьшается, но это происходит медленнее, чем уменьшается с высотой местная параболическая скорость. В конце концов скорость космического аппарата достигает уменьшившейся с высотой параболической скорости, а затем превышает ее.

Траектория на рис. 24 для наглядности построена в предположении, что реактивное ускорение равно $0,005\text{ g}$, что слишком много для электрических двигателей. При более реальных предположениях (ускорения порядка 10^{-4} g) время полета и число витков бы сильно увеличились, витки спирали располагались бы так густо, что их было бы трудно показать на чертеже.

С точки зрения техники регулирования направления тяги, более просто ее поддерживать направленной не в сторону скорости, а трансверсально¹. С точки же зрения наименьшего расхода энергии следует выдерживать направление тяги посредине между вектором скорости и трансверсалью.

Показанная на рис. 24 и другие подобные же траектории могут представлять собой начальные участки пути к планетам солнечной системы.

Часть спирали до момента, когда она начала сильно разгибаться, может служить траекторией подъема спутника с низкой орбиты на высокую. Видоизменив программу управления тягой в конце перелета, можно будет добиться того, что-

¹ То есть горизонтально, если пренебречь сплюснутостью Земли.

бы окончательная орбита была в точности круговой. Таким образом, по-видимому, можно будет с помощью электрических двигателей переводить спутник с низкой круговой орбиты на стационарную. Этот перевод потребует значительно меньше рабочего тела, чем при использовании химических двигателей. В результате при одинаковой общей массе космического аппарата, стартующего с низкой орбиты, электрические двигатели доставят на стационарную орбиту значительно больший полезный груз, чем это могли бы сделать химические двигатели. Правда, перелет будет продолжаться несколько дней или даже несколько недель (в зависимости от величины малой тяги).

ПОЛЕТЫ К ЛУНЕ

Геоцентрическое и селеноцентрическое движения

Полет на естественный спутник Земли — Луну во многом напоминает операцию встречи с искусственным спутником Земли. Но существенное отличие заключается в том, что Луна обладает собственным полем притяжения, которое нужно учитывать при проектировании лунных перелетов.

Однако на основной части пути к Луне лунное притяжение очень слабо сказывается на движении космического аппарата и при предварительном проектировании полета можно считать, что на этом участке аппарат движется под действием одного лишь центрального поля тяготения Земли, т. е. по кеплеровой траектории с фокусом в центре Земли. Вблизи же Луны, а именно в ее сфере действия радиусом 66 000 км, космический аппарат движется под преимущественным влиянием лунного притяжения, т. е. по кеплеровой орбите с фокусом в центре Луны, причем это движение нужно рассматривать уже не по отношению к Земле, а по отношению к Луне.

Итак, траектория полета к Луне, если пренебречь возмущениями, состоит из двух дуг кеплеровых траекторий: одной относительно Земли (*геоцентрическая траектория*) и другой относительно Луны (*селеноцентрическая траектория*). Указанные два участка траектории рассматриваются относительно разных тел, в двух различных системах отсчета, как говорят в механике. Поэтому кеплерова траектория относительно Луны совсем не является кеплеровой относительно Земли. Ведь во время полета внутри сферы действия Луны космический аппарат вместе со сферой действия движется вокруг Земли, и геоцентрическая траектория может принять довольно замысловатый вид.

На рис. 25, а показана типичная траектория облета Луны (подробнее об облете Луны мы поговорим дальше). В момент старта с Земли Луна находится в положении L_0 . К концу

третьих суток полета космический аппарат, двигаясь относительно Земли по эллипсу, достиг точки A , отстоящей примерно на 25 000 км от лунной орбиты и на расстоянии 66 000 км от двигавшейся ему наперерез Луны, т. е. лежащей на границе сферы действия Луны. Дальнейшее движение космического аппарата *относительно Луны* показано на рис. 25, б. Космический аппарат огибает Луну по гиперболе и в точке b вновь выходит к границе сферы действия Луны.

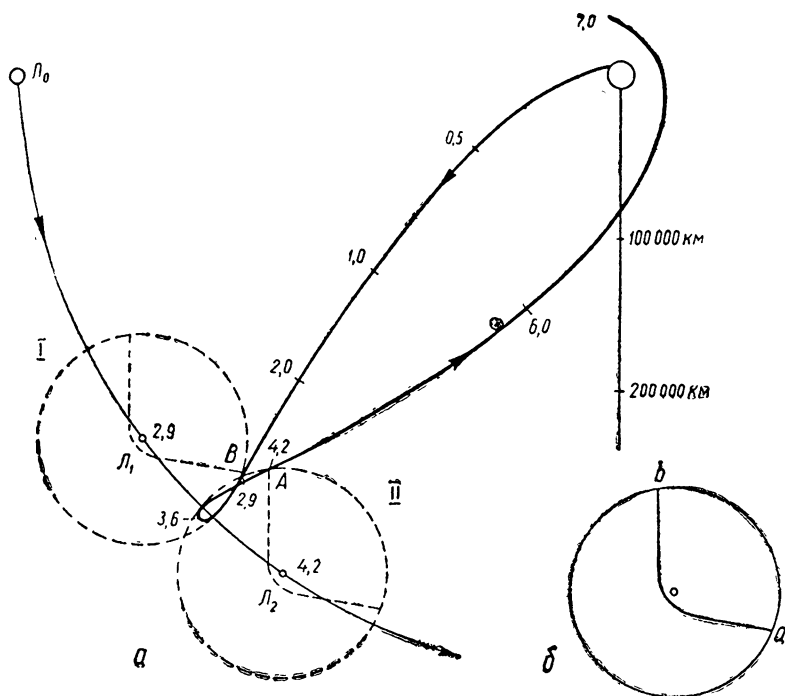


Рис. 25. Траектория облета Луны: а — относительно Земли; б — относительно Луны в сфере действия Луны. Числовые отметки указывают время в сутках, истекшее после старта (по В. А. Егорову, СССР).

За время движения внутри сферы действия Луны, пока эта сфера из положения I перемещалась в положение II , космический аппарат переместился *относительно Земли* из точки A в точку B , описав отнюдь не гиперболу, а петлю, под вершиной которой через 3,6 суток после старта оказалась Луна.

То, что селеноцентрическое движение внутри сферы действия оказалось гиперболическим, отнюдь не является случайным. Дело в том, что скорость освобождения относительно Луны на границе сферы действия Луны составляет всего лишь

385 м/сек, в то время как сфера действия набегаёт на космический аппарат со скоростью Луны, которая равна 1 км/сек. Поэтому при любом полёте в сторону Луны селеноцентрическая скорость входа в сферу действия гораздо больше местной селеноцентрической скорости освобождения. Ведь наименьшая скорость входа относительно Луны составляет примерно 0,8 км/сек. Это будет в том случае, когда полёт к Луне происходит по геоцентрическому эллипсу с апогеем, расположенным около орбиты Луны; при этом космический аппарат стремится уйти от нагоняющей его Луны, имея геоцентрическую скорость всего лишь 0,2 км/сек.

После выхода из сферы действия Луны космический корабль уже движется под действием одного лишь земного притяжения, и его движение может происходить по эллипсу, параболе и гиперболе в зависимости от геоцентрической скорости выхода. В нашем примере это эллипс.

В случае окончательной параболической или гиперболической орбиты космический аппарат покидает сферу действия Земли и превращается в искусственную планету. При очень сильно вытянутой эллиптической орбите (с апогеем вблизи границы сферы действия Земли) может произойти то же самое.

Попадание в Луну

Траектории полётов в сторону Луны планируются по-разному, ибо они служат для решения задач различных типов. Прежде всего рассмотрим задачу о *попадании в Луну*.

Чтобы космический аппарат мог достичь поверхности Луны, его гиперболическая траектория относительно Луны внутри её сферы действия должна пересекать лунную поверхность, т. е. перилуний (ближайшая к Луне точка гиперболы) должен находиться внутри Луны. В частном случае, когда селеноцентрическая скорость входа в сферу действия Луны направлена в точности на центр Луны, селеноцентрическая траектория является прямолинейной.

Однако при рассмотрении общих закономерностей теории траекторий попадания в Луну нет необходимости рассматривать движение внутри сферы действия Луны, а, как показывает математический анализ, можно вовсе пренебречь лунным притяжением. Оказывается, что притяжение Луны в очень малой степени сказывается, во-первых, на той начальной скорости, которую нужно сообщить вблизи Земли космическому аппарату, чтобы он достиг Луны, и, во-вторых, на времени полёта до Луны.

Предположим, что мы стремимся достичь орбиты Луны, сообщая космическому аппарату в некоторой точке А вблизи Земли начальные скорости различного направления.

При вертикальной начальной скорости Луна достигается по прямолинейной траектории 1 (рис. 26), если величина начальной скорости составляет не меньше $11,09 \text{ км/сек}$, когда точка А лежит на земной поверхности (теоретический случай), и не меньше $10,9 \text{ км/сек}$, если точка А находится на высоте 200 км (практически реальный, но, конечно, не обязательный случай).

При указанной минимальной вертикальной скорости космический аппарат достигает лунную орбиту, имея скорость, равную нулю.

Если задаться определенным наклоном начальной скорости к горизонту, то, изменяя величину скорости, мы можем получить различные траектории. Одна из них, а именно эллипс 2 (рис. 26) с апогеем, лежащим на орбите Луны, не пересечет эту орбиту, а лишь коснется ее. Она, очевидно, является траекторией минимальной скорости.

Наконец, в случае горизонтальной начальной скорости мы также будем иметь множество траекторий, из которых траекторией минимальной скорости будет *полуэллиптическая траектория 3*, апогей которой лежит в точке орбиты Луны, диаметрально противоположной точке старта.

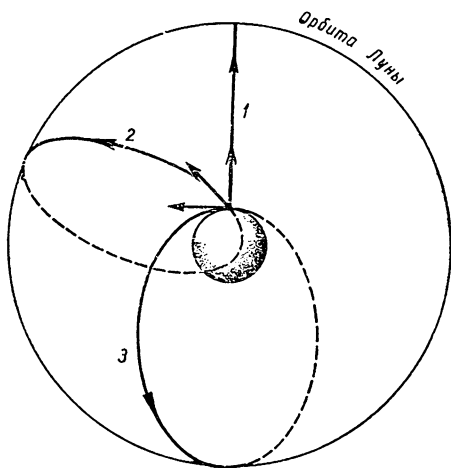


Рис. 26 Траектории минимальной скорости достижения Луны.

Интересно, что все траектории, только лишь касающиеся орбиты Луны, требуют практически одной и той же начальной скорости независимо от ее направления (разница составляет не больше одного-двух метров в секунду!). Эта скорость равна $11,09 \text{ км/сек}$ для теоретического случая начала пассивного полета с поверхности Земли или $10,9 \text{ км/сек}$ для высоты 200 км . Поэтому такие траектории называют *траекториями минимальной скорости*.

Очень важно иметь в виду, что и продолжительность полета до Луны по всем траекториям минимальной скорости практически также одинакова и составляет около 5 суток.

И в общем случае время перелета до Луны зависит в основном лишь от величины начальной скорости, а не от ее направления. Замечателен тот факт, что увеличение минимальной скорости всего лишь на $0,05 \text{ км/сек}$ вдвое сокращает про-

должительность перелета. При параболической начальной скорости (11,19 км/сек у земной поверхности или 11,0 км/сек на высоте 200 км) продолжительность перелета равна уже двум суткам. Сокращение времени перелета до суток возможно при превышении параболической скорости на 0,5 км/сек. Таким образом, если ставится задача простого попадания в Луну, то незначительное увеличение стартового веса ракеты-носителя или небольшое уменьшение полезной нагрузки уже обеспечивают очень большой выигрыш во времени перелета.

Благоприятные периоды и старт с орбиты

Траектории, показанные на рис. 26, расположены в плоскости орбиты Луны. Полет по ним возможен только в том случае, если в этой плоскости находится и стартовая площадка.

Если бы орбита Луны проходила над земными полюсами, то в течение суток любой пункт земного шара дважды оказывался бы в ее плоскости. Но в действительности плоскость орбиты Луны наклонена к земному экватору на угол, который медленно (за 9,3 года) увеличивается от $18^{\circ}18'$ (так было, например в 1960 г.) до $28^{\circ}36'$ (так будет в 1969 г.) и затем снова уменьшается. Таким образом, полет по траекториям, лежащим в плоскости лунной орбиты, возможен только при старте в зоне, близкой к экватору. При этом в течение суток всегда может быть выбран момент, подходящий для выхода на любую выбранную траекторию.

Самый южный пункт Советского Союза расположен примерно под 35° северной широты. Полеты к Луне с территории нашей страны могут происходить лишь в плоскостях, сильно наклоненных к плоскости лунной орбиты. Но и в этих плоскостях не всякая траектория осуществима. Невозможен, например, полет ни по вертикальной траектории 1, ни по полуэллиптической траектории 3 (рис. 26), так как над нашей страной Луна никогда не оказывается ни в зените (над головой), ни в надири («под ногами»).

Наконец, различные точки лунной орбиты неравноправны относительно стартовой площадки.

Пусть, для наглядности, полет к Луне происходит в плоскости, проходящей через ось Земли (рис. 27). Предположим, что наша цель — достичь Луну в точке L_1 (рис. 27, а) — самой южной точке ее орбиты. Космодром в течение суток перемещается по своей параллели. Лучше всего сообщить космическому аппарату начальную скорость в точке А, когда угловая дальность (угол $AO L_1$) будет наибольшей. При этом начальная скорость сможет быть близкой к горизонтальной, а траектория 1 — сравнительно близкой к параболе (для па-

работы с горизонтальной начальной скоростью угловая дальность при высоте 200 км над поверхностью равна 163°). Если же скорость сообщается в точке B (за полсуток до или через полсуток после запуска в точке A), то, как видно из рис. 27, а,

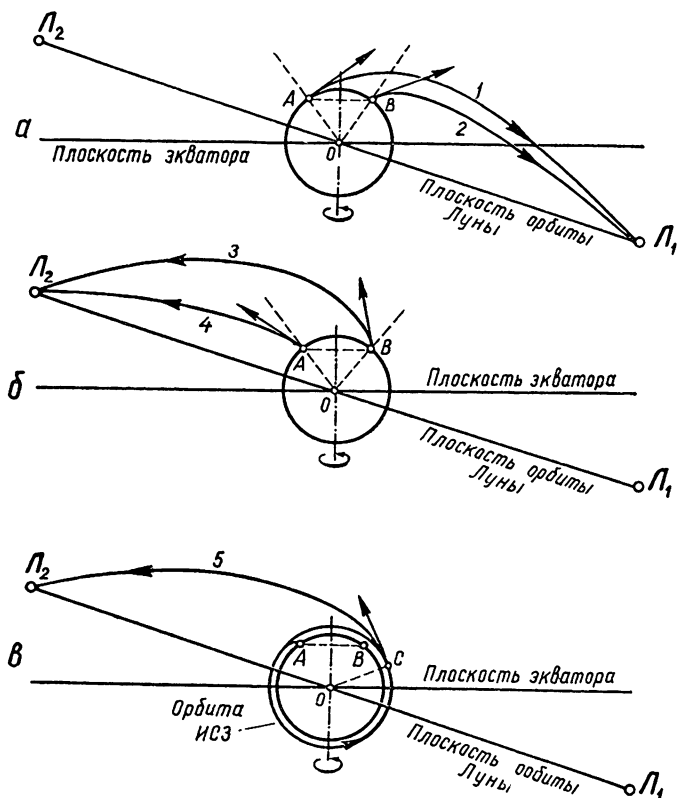


Рис. 27. Благоприятный период для полета к Луне и старт с орбиты.

при горизонтальном ее направлении попадание в Луну или совсем невозможно, или возможно лишь теоретически, когда точка B лежит вблизи полюса, а начальная скорость колоссальна. Реально в точке B возможна лишь наклонная начальная скорость (траектория 2 на рис. 27, а), достижение которой, как говорилось на стр. 8, требует дополнительных затрат топлива.

Обратимся теперь к другому крайнему случаю (рис. 27, б). Выберем в качестве цели самую северную точку L_2 лунной орбиты, куда Луна приходит из точки L_1 через две недели. В этом случае начальную скорость выгоднее сообщать в точ-

ке B , когда угловая дальность (угол $ВОЛ_2$) будет максимальной. Но хотя в этой точке вектор скорости и будет менее наклонен к горизонту, чем в точке A , его наклон будет все же слишком крутым.

Итак, из четырех траекторий, изображенных на рис. 27, a и b , наиболее выгодной является траектория 1 , допускающая пологий разгон ракеты-носителя до необходимой начальной скорости. Такой разгон, как говорилось выше (стр. 8), приводит к минимальным гравитационным потерям.

Таким образом, при старте из северного полушария наиболее выгодной целью является самый южный участок лунной орбиты. При старте из южного полушария, наоборот, необходимо целиться в северный участок орбиты Луны. Поэтому при ограниченных мощностях ракет старт к Луне оказывается возможен в течение промежутка времени около недели в течение оборота Луны вокруг Земли, который продолжается 27,3 суток. В остальное время ракета-носитель должна совершить крутой разгон, приводящий к большим гравитационным потерям, а следовательно, и к значительному уменьшению полезной нагрузки¹.

Следует отметить, что США с этой точки зрения находятся в лучших условиях, чем Советский Союз, так как их стартовые площадки расположены южнее, чем советские. Это увеличивает угловую дальность полета и расширяет благоприятный для полета период.

Существует, однако, способ обойти неудобства географического расположения стартовой площадки, и этот способ уже испытан на практике. Даже в самый неблагоприятный период, когда Луна находится в точке L_2 (рис. 27, b), можно достичь Луну по выгодной траектории 5 , не отличающейся от траектории 1 на рис. 27, a . Для этого начальная скорость должна сообщаться в точке C , чтобы угловая дальность была прежней ($\angle СОЛ_2 = \angle АОЛ_1$). Но как это сделать, используя прежний космодром, с которого нельзя вывести ракету на траекторию 5 ? Выход — в старте с промежуточной орбиты. Нужно в точке B , или в точке A , или в другой какой-либо точке (с другого космодрома) выйти на промежуточную орбиту спутника Земли и затем, когда спутник достигнет точки C , стартовать с него, как с подвижного космодрома, на траекторию 5 . Таким образом, один крутой разгон при выходе на траекто-

¹ Помимо соображений энергетического характера, при выборе момента старта учитываются, конечно, и соображения совершенно иного рода: условия освещенности наблюдаемого с космического аппарата участка лунной поверхности, требования системы ориентации на солнечный свет и т. п. Отсюда — необходимость учета при старте взаимного расположения Земли, Луны и Солнца. Но солнечное притяжение, вопреки распространенному мнению, вовсе не учитывается при выборе момента, благоприятствующего полету.

рию 3 (рис. 30, б) заменяется двумя пологими разгонами: один — при выходе на промежуточную орбиту, другой — при дополнении скорости спутника до необходимой начальной скорости в точке С.

В 1959 г. запуски всех трех советских космических ракет в сторону Луны производились без использования промежуточной орбиты, в периоды, когда Луна находилась вблизи южного участка своей орбиты. То же относится и к американским космическим аппаратам «Пионер-I», «Пионер-III» и «Пионер-IV» (первые два из них преодолели лишь треть расстояния до Луны и упали на Землю, а третий пролетел на расстоянии 60 000 км от Луны). Советская автоматическая межпланетная станция «Луна-4», стартовавшая в 1963 г., и все американские аппараты серии «Рейнджер» запускались в сторону Луны с использованием промежуточной орбиты спутника Земли.

Точность наведения и коррекция

Успех полета к Луне в огромной степени зависит от того, с какой точностью удалось вывести космический аппарат на траекторию пассивного полета, т. е. насколько точно выдержаны в конце активного участка заданные величина и направление скорости, а также от того, дан ли старт в нужный момент времени. От величины и направления скорости зависят форма траектории и продолжительность перелета. Малейшая ошибка — и космический аппарат пойдет не по запланированной траектории, минуя намеченную точку встречи с Луной, а вдобавок из-за изменения времени перелета (которое, как мы видели, очень чувствительно к величине скорости) Луна не успеет подойти к намеченной точке или придет в нее слишком рано. Ошибка во времени старта приведет к аналогичному результату, так как вследствие вращения Земли запроецированная траектория повернется в пространстве (без изменения своей формы, если скорость сообщена точно).

Если цель полета — не какая-нибудь определенная точка на Луне, а Луна в целом, то некоторые ошибки все же допустимы, так как Луна представляет собой шар диаметром 3473,4 км. С точки зрения допустимых ошибок, наиболее благоприятны траектории полета в плоскости орбиты Луны, невозможные для ракет, стартующих с территории Советского Союза. Полет же в плоскости, сильно наклоненной к плоскости лунной орбиты, требует гораздо большей точности наведения на Луну. Независимо от плоскости полета, траектории, близкие к траекториям минимальной скорости, наиболее чувствительны к ошибкам, а близкие к параболической — сравнительно благоприятны.

При запуске советской автоматической станции «Луна-2».

12 сентября 1959 г. были допустимы лишь ошибки в величине скорости до нескольких метров в секунду, в направлении — до $0,1^\circ$, в моменте старта — до нескольких секунд. Эти жесткие требования были блестяще выдержаны. Ошибка во времени старта, например, составила лишь около секунды. 14 октября 1959 г. впервые была достигнута Луна.

При более сложных полетах, когда целью является достижение не просто Луны, а какой-либо определенной точки на ее поверхности или выход в заранее заданный район вблизи Луны (при облете или запуске спутника Луны), необходима коррекция, т. е. внесение исправлений в траекторию на пути к Луне. На космическом аппарате должен помещаться двигатель с небольшим количеством топлива. Короткий импульс такого двигателя, строго выдержанный по величине и направлению, должен направить космический аппарат по новой траектории (мало отличающейся от расчетной) в намеченную точку. Правильное направление корректирующего импульса обеспечивается точной ориентацией космического аппарата, а величина импульса — продолжительностью действия бортового двигателя.

При полете к Луне американского космического аппарата «Рейнджер-7», запущенного 28 июля 1964 г., коррекция была произведена, когда он находился на расстоянии 160 000 км от Земли и 230 000 км от Луны. Корректирующий бортовой двигатель, проработав 50 секунд, выправил траекторию полета. В результате аппарат «Рейнджер-7» достиг намеченного пункта в Море Облаков на Луне, отклонившись от цели лишь на 16 км. При отсутствии коррекции аппарат должен был упасть на обратной стороне Луны и задача полета — получение фотоснимков лунной поверхности — не была бы выполнена.

Облет Луны

Облетом Луны называется такой полет в сторону Луны, при котором космический аппарат огибает обратную, всегда не видимую с Земли сторону Луны и возвращается в ближайшую окрестность Земли. Возвращение происходит под действием притяжений Земли и Луны, а отнюдь не в результате насильственного, осуществленного с помощью ракетного двигателя, изменения траектории. Такую операцию, с заранее рассчитанным использованием гравитационных полей, в небесной баллистике иногда называют *пертурбационным маневром*.

Выше мы уже встретились с одной траекторией облета Луны, расположенной в плоскости лунной орбиты.

На рис. 28 изображена *пространственная* траектория облета Луны, совершенного советской автоматической межпланетной станцией (АМС) в октябре 1959 г. При этом были получены ценнейшие фотографии обратной стороны Луны.

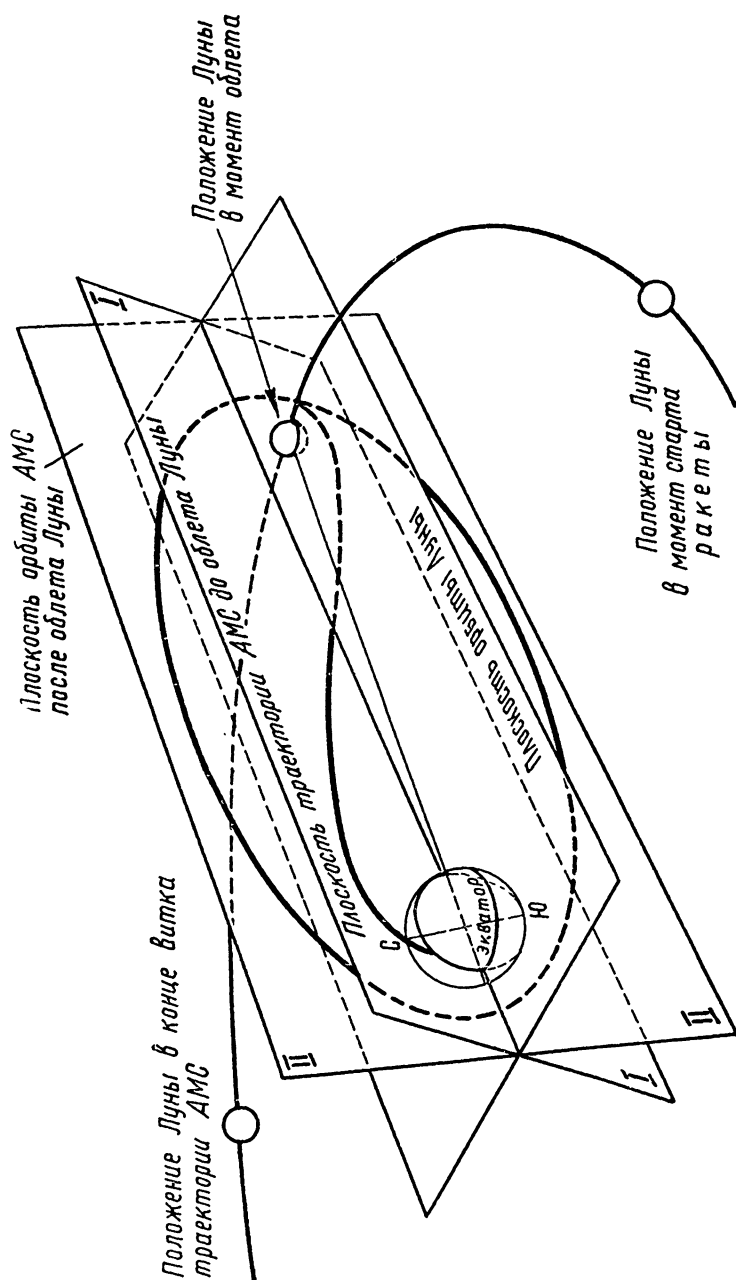


Рис. 28. Траектория облета Луны советской АМС «Луна-3»: I — плоскость геоцентрической траектории до входа в сферу действия Луны, II — плоскость движения после выхода из сферы действия Луны.

АМС получила эллиптическую начальную скорость и, если бы не встретила с Луной, то испытала бы столь сильные солнечные возмущения вблизи своего апогея, находившегося около границы сферы действия Земли, что, возможно, сразу стала бы искусственной планетой. А если бы она и завершила первый оборот, то погибла бы, войдя в земную атмосферу над южным полушарием.

Но «Луна-3» вошла в сферу действия Луны. Пройдя 6 октября в 17 часов 16 минут южнее Луны на минимальном расстоянии от центра Луны (7900 км), она обогнула Луну с юга и оказалась над обратной ее стороной. Удаляясь от Луны, АМС в 6—7 часов московского времени 7 октября вышла из сферы действия Луны со скоростью относительно Земли, меньшей местной параболической скорости, и превратилась в искусственный спутник Земли. Орбита этого спутника была расположена в плоскости, примерно перпендикулярной к плоскости орбиты Луны, апогей находился на расстоянии 480 000 км от центра Земли, а перигей — на расстоянии 47 500 км от центра Земли. Период обращения составлял около 15 суток. «Луна-3» прошла апогей со скоростью 0,4 км/сек и через 7 суток, 19 октября в 19 часов 30 минут, впервые пришла в перигей со скоростью 3,91 км/сек

Притяжение Луны примерно в полтора раза приблизило апогей первоначальной эллиптической орбиты к Земле и сильно удалило перигей от Земли (перигей первоначальной орбиты был расположен под земной поверхностью). Тем самым притяжение Луны не позволило станции погибнуть на первом же обороте. Кроме того, притяжение Луны перевело движение в другую плоскость и так изменило направление обращения вокруг Земли, что АМС «Луна-3» возвратилась к Земле с севера, а не с юга. Это обеспечило чрезвычайно благоприятные условия радиосвязи с АМС с территории Советского Союза.

Лунные и солнечные возмущения в дальнейшем привели к серьезным изменениям спутниковой орбиты АМС. С каждым оборотом апогей все более удалялся от Земли, а перигей приближался к Земле. Последнее обстоятельство привело к гибели АМС в земной атмосфере после 11—12 оборотов вокруг Земли.

Такая судьба космического аппарата, превратившегося в искусственный спутник Земли после выхода из сферы действия Луны, не является единственно возможной. Другую возможность указывает судьба станции «Луна-4», стартовавшей 2 апреля 1963 г. с промежуточной околоземной орбиты. В 4 часа 24 минуты 6 апреля, через 3,5 суток после запуска, станция прошла на расстоянии 8500 км от поверхности Луны. После выхода из сферы действия Луны «Луна-4» оказалась на орбите спутника Земли с апогеем 700 000 км и перигеем 90 000 км (период обращения — примерно месяц). В резуль-

тате лунных и солнечных возмущений апогей орбиты удалялся от Земли и в конце 1963 г. оказался вблизи границы сферы действия Земли. Станция «Луна-4» превратилась в искусственную планету с орбитой, близкой к орбите Земли.

Искусственный спутник Луны

Запуск искусственного спутника Луны представляет огромный интерес с точки зрения научных исследований естественного спутника Земли. С борта спутника Луны могут быть получены многочисленные фотографии лунной поверхности. При этом высота орбиты спутника должна выбираться как можно меньшей — с таким расчетом, чтобы орбита спутника была достаточно устойчива относительно земных и солнечных возмущений. Правда, скорость спутника при фотографировании не должна быть слишком велика; в противном случае экспозиция будет очень короткой. Наличие гор на Луне заставляет отказаться от орбит, расположенных ниже 10 км над поверхностью Луны.

Спутник, обращающийся по окололунной круговой орбите на высоте 10 км, движется со скоростью 1,67 км/сек и совершает один оборот за 1 час 50 минут. Круговая скорость на высоте одного радиуса Луны равна 1,19 км/сек, а соответствующий период обращения составляет 5 час. 6 мин.

Каким же способом может быть осуществлен запуск космического аппарата на окололунную орбиту? Как мы знаем (стр. 50), селеноцентрическое движение космического аппарата внутри сферы действия Луны всегда происходит по гиперболической траектории, и, следовательно, войдя в сферу действия Луны, аппарат должен, описав гиперболу, неизбежно покинуть сферу действия. Единственная возможность вывести космический аппарат на орбиту спутника Луны заключается в насильственном уменьшении его скорости до эллиптической относительно Луны. Для этого на борту космического аппарата должна находиться тормозная двигательная установка.

В случае если ставится задача выведения космического аппарата на круговую окололунную орбиту 1 (рис. 29), полет должен быть спроектирован таким образом, чтобы вершина A гиперболической орбиты (перилуний) в сфере действия Луны была расположена на высоте заданной круговой орбиты (траектория 2). Тормозной импульс должен сообщаться в момент прохождения вершины в сторону, противоположную движению.

В принципе, конечно, можно вывести спутник Луны на ту же орбиту 1 и тогда, когда гиперболическая траектория 3 не касается, а пересекает в точке B орбиту 1. Предположим, что скорости входа в сферу действия Луны $v_{вх}$ для траекто-

рий 2 и 3 одинаковы (если практически одинаковы скорости отлета с Земли). Тогда одинаковы и гиперболические скорости v_r в точках А и В. Однако скорости v_t , добавляемые

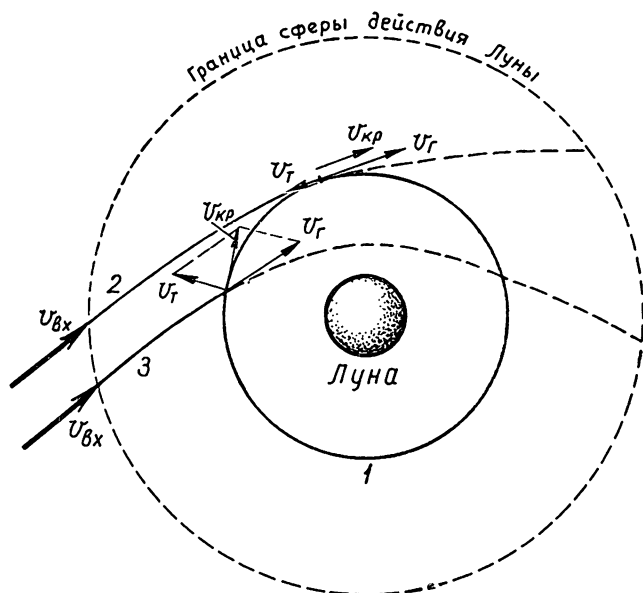


Рис. 29. Запуск спутника Луны на круговую орбиту.

тормозным двигателем, будут различными. В точке В тормозной импульс, как это видно из рис. 29, должен быть больше, чем в точке А¹. Поэтому траектория 2, конечно, выгоднее, чем траектория 3, так как приводит к меньшим затратам топлива для перевода космического аппарата на орбиту спутника Луны.

Много ли места должна занимать двигательная установка на борту космического аппарата? Допустим, что полет к Луне происходит по полуэллиптической орбите. Тогда селеноцентрическая скорость входа в сферу действия Луны будет равна 0,8 км/сек. Чтобы вывести космический аппарат на круговую орбиту, расположенную на высоте 10 км над лунной поверхностью, понадобится уменьшить скорость в вершине гиперболической траектории с 2,5 км/сек до 1,67 км/сек, т. е. на 0,8 км/сек. Пользуясь формулой Циолковского (стр. 7), можно рассчитать, что если топливо на борту космического

¹ Результирующая круговая скорость v_{kr} должна быть диагональю параллелограмма, сторонами которого служат скорости v_r и v_t .

аппарата способно обеспечить скорость истечения 3 км/сек, то его количество должно составлять 23% общей массы аппарата.

При тех же предположениях запуск на орбиту, отстоящую от лунной поверхности на один радиус Луны, возможен, если на топливо приходится 18% массы космического аппарата.

Даже если еще учесть массу двигателя, эти цифры говорят о том, что при запуске спутника Луны придется пожертвовать в пользу бортовой двигательной установки не столь уж большой частью полезной нагрузки космического аппарата.

Главные трудности при запуске искусственного спутника Луны связаны с необходимостью обеспечить точное управление космическим аппаратом. Поскольку увеличение скорости отлета с Земли связано в конечном счете с увеличением тормозного импульса вблизи Луны, желательно направлять космический аппарат к Луне со скоростью, близкой к минимальной. Соответствующая же траектория весьма чувствительна к ошибкам наведения. Между тем требуется, чтобы была точно выдержана высота вершины гиперболической траектории относительно Луны. Кроме того, необходима очень точная ориентация космического аппарата в момент торможения, иначе орбита, на которую перейдет аппарат, может привести его к удару о Луну. Особенно серьезно обстоит дело в этом смысле для низких орбит.

Эти соображения, конечно, должны учитываться при выборе орбиты спутника Луны, но, кроме того, следует учитывать множество иных факторов.

Интерес представляет выведение спутника Луны на орбиты, проходящие над полюсами Луны. Такой спутник позволил бы за две недели обозреть всю лунную поверхность.

Немалое значение имеет и учет возмущений со стороны солнечного и особенно земного притяжения. Вследствие возмущений спутник Луны довольно быстро меняет свою орбиту, которая может становиться то ниже, то выше. Для низкого спутника реальна опасность столкновения с Луной. Особенно чувствительны к возмущениям должны быть орбиты, лежащие в плоскости, перпендикулярной плоскости лунной орбиты.

Если же спутник Луны подходит близко к границе сферы действия, то возникает угроза, что в результате возмущений он совсем покинет сферу действия Луны.

Посадка на Луну

Все до сих пор рассмотренные нами типы полетов к Луне были рассчитаны на исследование Луны лишь с некоторого расстояния. Научные исследования в случае попадания в Луну прекращаются в момент удара о ее поверхность, так как космический аппарат разрушается из-за огромной скорости встречи с Луной. При полете к Луне по полуэллиптической

траектории эта скорость составляет примерно 2,5 км/сек, а при параболической скорости отлета с Земли—около 3 км/сек. Шарообразный контейнер с приборами второй советской космической ракеты упал на поверхность Луны 14 сентября 1959 г. со скоростью 3,3 км/сек. Скорость его запуска несколько превышала вторую космическую.

Поскольку Луна не обладает атмосферой, погасить скорость встречи с лунной поверхностью можно только с помощью бортовой тормозной двигательной установки. Очевидно, запас топлива для нее должен значительно превышать запас топлива для двигательной установки, выводящей космический аппарат на орбиту спутника Луны. При скорости встречи с поверхностью Луны, равной 3 км/сек, и прежнем предположении о скорости истечения оказывается, что топливо должно составлять 63% массы космического аппарата (расчет по формуле Циолковского). А ведь надо еще учесть массу самого двигателя. Отсюда ясно, что ракета-носитель, выводящая на траекторию полета к Луне космический аппарат, предназначенный для посадки, должна иметь стартовую массу, примерно в три раза большую, чем масса ракеты-носителя, посылающая к Луне *беспосадочный* космический аппарат с тем же *полезным грузом*. Такова первая, энергетическая трудность посадки на Луну.

В целях экономии топлива на торможение (а следовательно, в целях уменьшения стартовой массы ракеты-носителя или увеличения полезной нагрузки) необходимо выбирать траектории полета к Луне, приводящие к минимальной скорости встречи. Таковы траектории, близкие к траекториям минимальной начальной скорости, а они, как мы знаем, особенно чувствительны к ошибкам наведения на Луну. Эта трудность, как мы видели, возникает и при облете Луны.

Нет смысла посылать посадочный аппарат в произвольное место на Луне, так как посадка в горном районе рискованна: уже опустившись на лунную поверхность космический аппарат может опрокинуться. Но запуск аппарата в заранее выбранное достаточно ровное место на Луне требует, как мы знаем, обязательной коррекции траектории. Для коррекции в принципе может использоваться специальный двигатель, но может использоваться и тормозной (посадочный) двигатель, если только он способен повторно включаться (этим качеством обладают отнюдь не все двигатели).

Наконец, — и это, пожалуй, самое главное, — окончательный спуск на Луну должен происходить под управлением сложной бортовой автономной системы. Автономной называют систему управления, действующую независимо от наземных станций. После того как с Земли был дан сигнал о начале сложной цепи маневров по спуску, **руководство** посадкой берет на себя бортовая система управления. С Земли, вероятно,

было бы трудно с достаточной точностью следить за спуском. К тому же сигналы, идущие с Земли на борт космического корабля, будут «устаревшими» более, чем на две секунды, так как сигнал о положении и скорости аппарата или о рельефе, который он «видит», будет идти с наземной станции управления около 1,3 секунды и столько же времени займет пересылка команды о выполнении того или иного маневра.

Автономная система управления посадкой должна самостоятельно определять скорость падения аппарата (с помощью «доплеровского» радиолокатора) и расстояние до Луны (с помощью радиальтиметра), а также поддерживать необходимую ориентацию космического аппарата (из-за отсутствия атмосферы легко может произойти опрокидывание его).

На Луне нет заранее подготовленной посадочной площадки. Неровности лунной поверхности делают невозможной посадку, подобную посадке самолета, т. е. под очень малым углом к горизонту. Как предполагают американские специалисты, в первое время будут возможны посадки только по вертикали или по траектории, близкой к вертикальной. Но гиперболическая траектория может пересекать лунную поверхность под углом, далеко не равным 90° ¹. Система автоматического управления заставит космический аппарат постепенно перейти на траекторию спуска, близкую к вертикали.

По американскому проекту «Сервейер», осуществление которого намечается на 1965—1966 гг., операция посадки начинается на высоте 1600 км с того, что двигатели системы ориентации разворачивают аппарат соплом тормозного двигателя по направлению движения. Лишь на высоте 83 км, когда селеноцентрическая скорость падения равна 2,62 км/сек, включается тормозной двигатель. Работа его прекращается на высоте 8500 м (± 2700 м) при скорости 122 м/сек (± 38 м/сек), и он сбрасывается. Затем включаются так называемые верньерные двигатели, служащие для тонкой регулировки величины скорости и для поддержания правильной ориентации. Они постепенно переводят движение аппарата на вертикальную траекторию, уменьшают скорость до 1,5 м/сек на высоте 12 м и поддерживают ее постоянной (реактивное ускорение в точности равно ускорению лунного притяжения 1.61 км/сек²) до высоты 4 м, после чего выключаются. Аппарат падает на поверхность, отклоняясь от вертикали не более, чем на 5° , со скоростью от 3 до 5 м/сек. Удар смягчается с помощью амортизаторов — трех ломающихся полистироловых костылей. Вся операция посадки продолжается 2 минуты.

Посадка описанного типа называется *мягкой*. Она происходит столь же плавно, как приземление парашютиста.

¹ Например, траектория второй советской космической ракеты была наклонена к поверхности Луны на 60° .

Возможен, однако, упрощенный метод посадки, когда на некоторой высоте над Луной полностью гасится скорость падения и начинается вертикальное падение без какого-либо вмешательства верньерных двигателей. Тормозной двигатель не может быть включен слишком низко над поверхностью, чтобы не увеличить риск неудачи в случае небольшой ошибки управления. Например, по неосуществленному американскому проекту от космического аппарата «Рейнджер» должна была отделяться небольшая капсула с тормозным двигателем. Вертикальное падение с нулевой начальной скоростью должно было начинаться на высоте 350 м и заканчиваться ударом о поверхность со скоростью 40 м/сек¹. Подобная посадка называется *жесткой* или *грубой*. Она может применяться для контейнеров, несущих небольшое количество не слишком чувствительной к ударам научной аппаратуры.

Рассматривавшиеся до сих пор способы посадки на Луну относились к случаю, когда гиперболическая траектория полета относительно Луны пересекалась с поверхностью Луны. При посадке на Луну кораблей с людьми на борту целесообразнее прибегать к предварительному выходу на орбиту спутника Луны, которую называют *орбитой ожидания*. Затем слабый ракетный импульс переводит корабль на эллиптическую орбиту снижения, как это делается при спуске на Землю. Но на конечном участке спуска, вместо использования атмосферного торможения, применяется ракетное торможение (рис. 30).

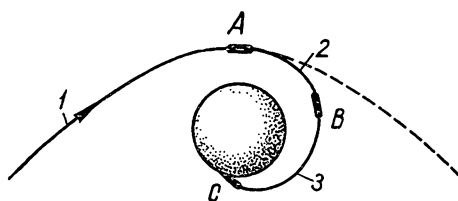


Рис. 30. Спуск на Луну с предварительным выходом на круговую орбиту: А, В, С — активные участки полета; 1 — гиперболическая орбита; 2 — круговая орбита ожидания; 3 — эллиптическая орбита снижения.

Такой метод позволяет уточнить во время орбитального движения место посадки. В случае же аварийной ситуации он дает возможность вернуться с орбиты ожидания на Землю или с эллиптической орбиты (если она достаточно полого) — на орбиту ожидания, а с нее на Землю (см. ниже). Между тем при сближении с Луной по траектории попадания возврат практически невозможен.

Полет человека на Луну

Мы только что встретились с особенностями посадки на Луну, вытекающими из наличия на борту космического корабля человека. Главное же, что отличает экспедицию на Лу-

¹ Из-за ненадежности аппаратуры США были вынуждены исключить жесткую посадку из программы «Рейнджер».

ну от посадки на Луне автоматической станции, — это необходимость обязательного возвращения на Землю.

Возвращение начинается стартом с поверхности Луны. Для достижения Земли космическому кораблю достаточно набрать скорость $2,5 \text{ км/сек}$. Если селенографическое положение места старта не благоприятствует непосредственному выходу на траекторию полета к Земле, то предварительно космический корабль выводится на низкую окололунную орбиту, а затем в определенной точке орбиты скорость доводится до дополнительным импульсом до $2,5 \text{ км/сек}$. Заметим, что из-за отсутствия у Луны атмосферы старт с лунной поверхности с самого начала может производиться совершенно полого, что снижает до минимума гравитационные потери.

Полет от Луны до Земли при минимальной скорости старта $2,5 \text{ км/сек}$ продолжается 5 суток; при скорости 3 км/сек — 2 суток.

Вход в атмосферу происходит со скоростью порядка 11 км/сек . При этом желательно, чтобы вся эта скорость гасилась сопротивлением атмосферы, без какого-либо ракетного торможения. Траектория возвращения должна быть рассчитана так, чтобы вход в атмосферу был достаточно пологим. При крутом входе возникнут губительные для космонавтов перегрузки, так как торможение будет чересчур быстрым. В то же время вход в атмосферу не может происходить и слишком высоко над Землей, иначе разреженная среда вовсе не задержит космический корабль и он вырвется в заатмосферное пространство.

Чтобы удовлетворить обоим требованиям, космический корабль должен войти в узкий коридор (рис. 31), нижняя граница которого отделяет траектории недопустимых перегрузок, верхняя — «сквозные» траектории, не приводящие к снижению. Если считать максимально допустимыми перегрузки, в 10 раз превосходящие нормальную тяжесть, то ширина коридора, согласно расчетам Чепмена (США), составит 10 км .

Вход в этот коридор, по-видимому, потребует обязательной коррекции где-нибудь на расстоянии $200\text{—}300 \text{ тыс. км}$ от Земли. В будущем, когда сделается воз-

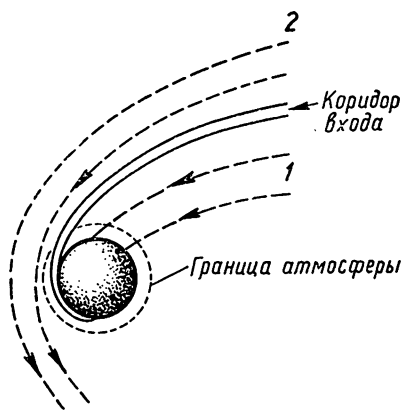


Рис. 31. Коридор входа в земную атмосферу: 1 — траектории опасных перегрузок, 2 — траектории, не приводящие к спуску.

можным спуск на Землю не в баллистическом режиме, а с помощью космического планера, ширина коридора входа возрастает в несколько раз.

Все сказанное уже говорит о немалых трудностях организации экспедиции на Луну, но главная трудность носит энергетический характер.

Расход энергии на всю экспедицию характеризуется суммарной характеристической скоростью, которая равна арифметической сумме характеристических скоростей на различных активных участках экспедиции. Если принять скорость, которую приобретает космический корабль при выведении его на траекторию полета к Луне, за 11 км/сек , скорость, погашенную при посадке на Луну, — за $2,5 \text{ км/сек}$; скорость старта к Земле — за $2,5 \text{ км/сек}$; если далее учесть гравитационные и аэродинамические потери при старте с Земли (стр. 8), потери при спуске на Луну (они сравнительно велики при мягкой посадке) и при старте с Луны (они малы), а также учесть дополнительные скорости при коррекции, то суммарная характеристическая скорость составит примерно $18\text{—}19 \text{ км/сек}$. Именно эта величина, с точки зрения ракетодинамики, есть главная характеристика предпринимаемой экспедиции. Вместе с величиной полезной нагрузки (общая масса кабины, членов экипажа, научного оборудования, запасов продовольствия, воды, кислорода и т. д.), которая должна быть порядка $5\text{—}15 \text{ т}$, она определяет при данном уровне развития ракетной техники стартовую массу ракеты-носителя. Чем больше стартовая масса, тем труднее осуществить экспедицию.

Формулы теории многоступенчатых ракет позволяют вычислить стартовую массу ракеты-носителя при определенных предположениях о числе ступеней, о скорости истечения для каждой ступени, о совершенстве конструкции ступени. Расчеты показывают, что стартовая масса ракеты-носителя должна составлять несколько тысяч тонн. Например, по американскому проекту «Нова» пятиступенчатая лунная ракета-носитель должна обладать массой около 5000 т . Для сравнения заметим, что американская ракета-носитель «Сатурн-1», которая способна вывести на низкую околоземную орбиту полезную нагрузку 11 т , имеет стартовую массу 560 т .

Постройка столь огромных ракет вызывает большие инженерные трудности. Дело не только в размерах самих ракет, но и в необходимости постройки огромных наземных стартовых сооружений, в трудностях транспортировки к месту старта отдельных ступеней, в не совсем еще ясном поведении колоссальных количеств топлива в баках во время старта. Уже давно был предложен способ, как обойти эти трудности. С помощью нескольких ракет-носителей на одну и ту же околоземную орбиту выводятся отдельные части будущего космического корабля. После их встречи на орбите (см. стр. 44) мон-

тажники осуществляют сборку корабля и заправку баков его двигательных установок топливом, также доставляемым с Земли. Поскольку перекачивание топлива в условиях невесомости сопряжено с большими трудностями, по-видимому, монтируемые баки будут заправляться топливом еще на Земле.

Монтажники будут доставляться к месту сборки в специальном корабле или будут иметь «постоянную резиденцию» на борту орбитальной станции.

После окончания сборки и приемки экипажа космический корабль должен будет стартовать с орбиты в определенной ее точке (стр. 54) и выйти на траекторию полета к Луне. Для этого к орбитальной скорости около 8 км/сек понадобится добавить лишь скорость порядка 3 км/сек.

Подобные соображения легли в основу еще недавно рассматривавшегося в США проекта полета на Луну с помощью двух ракет «Сатурн-5», каждая со стартовой массой 2700 т (вдвое меньше ракеты «Нова»). Одна из ракет по этому проекту должна была вывести на орбиту кабину космического корабля «Аполлон», а другая присоединить к нему двигательную установку с запасом топлива для старта с орбиты, посадки на Луну и взлета с нее при возвращении. Общая масса космического корабля перед стартом с орбиты должна была составить примерно 90 т.

Следует подчеркнуть, что метод сборки корабля на околоземной орбите не приводит к уменьшению энергетических затрат на всю экспедицию, а потому в принципе и не уменьшает ее стоимости. Вместо одной тяжелой ракеты-носителя используются две или несколько легких. Общий вес всех ракет-носителей при полете типа *Земля — сборка на околоземной орбите — Луна — Земля* остается примерно тем же, что и вес одной ракеты-носителя в первом варианте прямого полета типа *Земля — Луна — Земля*.

Собственно говоря, одну тяжелую ракету можно было бы «разбить» на две легких и иным способом, послав, например, на Луну с помощью одной ракеты корабль с экипажем, а посредством другой — грузовой корабль с топливом на обратный путь. Возможен также и комбинированный метод, когда с околоземной орбиты улетают к Луне два собранных на орбите корабля — пассажирский и грузовой (проект Брауна 1953 г.). Все эти способы, очевидно, также не дают выигрыша в общем начальном весе всех ракет-носителей. Встреча на Луне вдобавок будет неудобна, по крайней мере на первом этапе освоения Луны, из-за трудностей передвижения по Луне. Даже равнинные области на Луне («моря») усеяны огромным количеством мелких кратеров. Понадобится исключительно точная посадка двух кораблей в одном и том же пункте лунной поверхности.

Следует еще иметь в виду, что одна большая ракета-носитель, вообще говоря, дешевле двух ракет вдвое меньшего веса. Дело в том, что такие дорогостоящие элементы, входящие в состав каждой ракеты, как система управления и навигационная аппаратура, обладают примерно одинаковой массой и для большой и для малой ракеты. Поэтому, если исключить трудности инженерного характера, постройка крупных ракет выгоднее постройки малых.

Существует, однако, способ уменьшить общую массу, которую нужно оторвать от Земли и направить к Луне. Для этого нужно, чтобы где-то на пути к Луне было оставлено то, что не понадобится на Луне и будет подобрано на обратном пути при возвращении на Землю. Оставленную массу тогда не понадобится «мягко» опускать на Луну и потом поднимать с нее, затрачивая на это топливо. В результате резко уменьшится вес ракеты-носителя перед стартом с Земли, а значит, и сильно снизится стоимость всей экспедиции.

Временная база, о которой сейчас говорилось, может быть создана на орбите спутника Луны.

По американскому проекту в 1969—1970 гг. на Луну должна быть отправлена экспедиция из трех человек. Одна ракета «Сатурн-5» со стартовой массой 2700 т выводит на траекторию полета к Луне (с использованием промежуточной орбиты) космический корабль «Аполлон» массой 41 т. Корабль состоит из отсека экипажа, отсека с двигательной установкой и топливом и специального посадочного аппарата с собственным двигателем и топливом.

На пути к Луне с помощью двигательной установки второго отсека производятся коррекции траектории и та же установка используется для вывода корабля на орбиту 1 спутника Луны, расположенную на высоте 160 км (рис. 32). При этом скорость корабля относительно Луны уменьшается на 0,9 км/сек и доводится, таким образом, до местной круговой скорости 1,5 км/сек. Затем два космонавта переходят в посадочный аппарат. Он отделяется от основной части корабля, состоящего из двух отсеков, и с помощью собственного двигателя переходит в точке А на эллиптическую орбиту 2 с перигунием В на высоте 16 км.

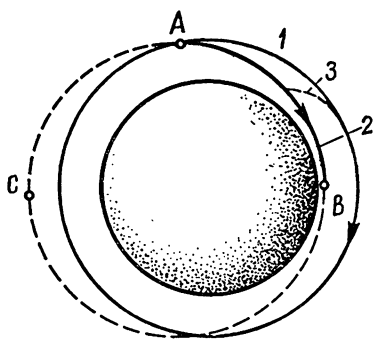


Рис. 32. Схема операций посадки на Луну по американскому проекту «Аполлон».

Двигаясь по орбите 2, космонавты уточняют место посадки, которое выбирается вблизи точки В.

Если почему-либо посадка оказывается невозможной, то космонавты догоняют по траектории 3 основной корабль, состоящий из отсека экипажа и двигательного отсека, или встречают его в точке А и здесь изменяют величину и направление скорости посадочного аппарата так, чтобы она совпала со скоростью корабля. После стыковки посадочного аппарата и корабля космонавты переходят на борт корабля и возвращаются на Землю. Встреча в точке А неизбежна, так как орбита 2 выбирается с таким расчетом, чтобы период обращения по ней равнялся периоду обращения по орбите 1 (2 часа).

Если аварийная ситуация не возникла, то посадочный аппарат осуществляет спуск на Луну вблизи точки В. Два космонавта в этом аппарате имеют возможность во время спуска повиснуть на 1—2 минуты над поверхностью и, обзрев через прозрачный купол кабины окрестности, окончательно выбрать место посадки. Если нужно, они могут переместить посадочный аппарат на 300 м в ту или иную сторону в горизонтальном направлении.

После окончания научных исследований, продолжающихся до двух суток, оба космонавта в посадочном аппарате перелетают на орбиту 2. На Луне остаются пустые топливные баки и посадочное шасси. Космонавты переходят в корабль, где все время оставался один член экипажа, и, оставив посадочный аппарат навсегда на орбите 1, стартуют уже троим к Земле, используя для этого двигательный отсек. Перед входом в атмосферу двигательный отсек отделяется, и на Землю спускается только отсек с экипажем. Спуск происходит в баллистическом режиме. В непосредственной близости от поверхности Земли раскрывается парашют или особое гибкое крыло.

Нужно заметить, что встреча на окололунной орбите вследствие удаленности от Земли представляет собой весьма рискованное предприятие. Встреча на околоземной орбите также таит немало опасностей, хотя ее и легче осуществить. С точки зрения управления полетом наиболее легким является простой перелет Земля—Луна—Земля. Вероятно, он и будет использоваться в будущем, когда уровень энергетики двигательных систем возрастет.

Что касается затрат на организацию экспедиций, то надо иметь в виду, что они резко снизятся, когда удастся спасти на парашютах отбрасываемые нижние ступени ракет-носителей и даже спускать на Землю ступени, выводящие корабли на околоземную орбиту. Все эти ступени можно будет использовать много раз для последующих запусков.

Полет к Луне с малой тягой

Двигатели малой тяги смогут найти широкое применение при снабжении лунных экспедиций в будущем.

Космический корабль с электрическим двигателем должен будет стартовать с околоземной орбиты, куда его доставит химическая ракета-носитель. Совершив десятки или даже сотни витков вокруг Земли, корабль затем выйдет на траекторию пассивного полета к Луне (рис. 33). На пути к Луне (воз-

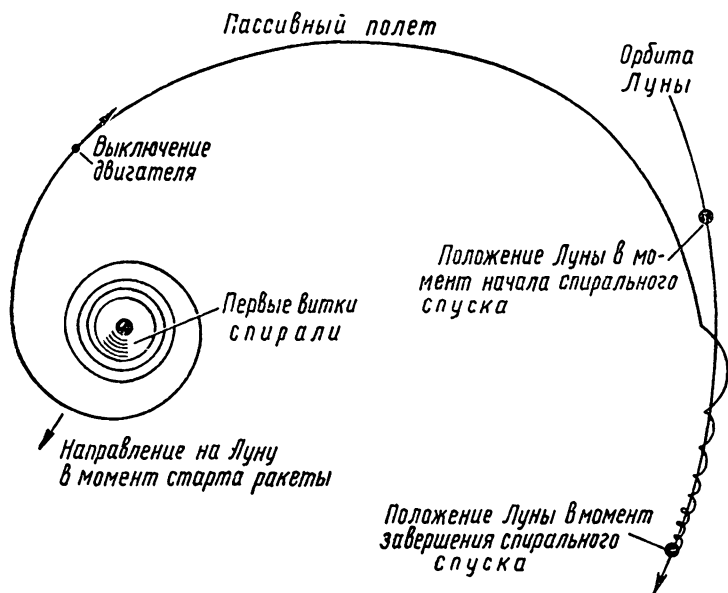


Рис. 33. Полет к Луне с малой тягой.
(«Сайентифик Америкен», т. 204, № 3, март 1961).

можно, еще до входа в ее сферу действия) должно будет начаться торможение корабля с помощью тех же электроракетных двигателей, иначе Луна не сможет «захватить» корабль и он пройдет сферу действия Луны по гиперболической траектории относительно нее. После выхода на орбиту вокруг Луны двигатели корабля будут продолжать торможение, заставляя его двигаться по селеноцентрической скручивающейся спирали подобно тому, как приближается к Земле спутник, встречающий сопротивление атмосферы. В конце концов корабль выйдет на низкую орбиту спутника Луны.

На рис. 33 селеноцентрическая спираль спуска к Луне не изображена, так как на нем показано геоцентрическое движение. Это — волнистая линия около орбиты Луны с постепенно уменьшающимися отклонениями от нее.

Спуск на Луну с помощью двигателей малой тяги, конечно, невозможен. Он может быть осуществлен только с помощью тормозных химических двигателей. Лучше, однако, не спускать весь корабль на Луну, а спустить лишь его полезную нагрузку. Корабль же в дальнейшем может быть использован

для обратного полета к Земле и может быть затем использован вторично после заправки его баков рабочим телом для электроракетных двигателей.

Таким образом, корабль с двигателями малой тяги обречен на вечное блуждание в космосе. Он может оставаться на рейде, будучи спутником Земли или Луны, но не может пристать к ним.

Долгое время полета от Земли до Луны (возможно, несколько месяцев) и опасность зон радиации вокруг Земли делают нецелесообразным полет человека на борту такого космического корабля, но он может быть с большим успехом использован для крупных грузовых перевозок. Ведь корабль с электрическими и иными двигателями малой тяги, благодаря большой скорости истечения, будет нести гораздо большую полезную нагрузку, чем может нести космический корабль той же массы, стартующий к Луне с той же орбиты с помощью химических двигателей.

МЕЖПЛАНЕТНЫЕ ПОЛЕТЫ

Движение внутри сферы действия Земли

До сих пор мы интересовались деталями космических полетов, целиком проходивших внутри сферы действия Земли. Теперь пора выйти на межпланетный простор.

Космический аппарат, направленный в сторону какой-либо планеты, через несколько дней пересекает границу сферы действия Земли и оказывается полностью во власти солнечного притяжения. Его траектория относительно Солнца (*гелиоцентрическая траектория*) может быть эллипсом, параболой или гиперболой в зависимости от той скорости относительно Солнца (*гелиоцентрической скорости*), которую он имеет при выходе из сферы действия Земли. Поскольку сфера действия Земли сама движется со скоростью орбитального движения Земли относительно Солнца, гелиоцентрическая скорость выхода из сферы действия ($V_{\text{вых}}$) получается векторным сложением геоцентрической скорости выхода ($v_{\text{вых}}$) со скоростью Земли (V_3).

Поясним, что это значит. Если геоцентрическая скорость выхода $v_{\text{вых}}$ направлена в ту же сторону, что и скорость Земли V_3 , то эти две скорости складываются арифметически. Если их направления противоположны, то скорости арифметически вычитаются. Если же скорость $v_{\text{вых}}$ направлена под углом к скорости V_3 , то скорости складываются по правилу параллелограмма.

На рис. 34 показан как раз такой общий случай сложения скоростей. На рис. 34, *a* изображена геоцентрическая траек-

тория движения космического аппарата внутри сферы действия Земли, а на рис. 34, б — его гелиоцентрическая траектория. Как видим, сфера действия Земли за то время, пока кос-

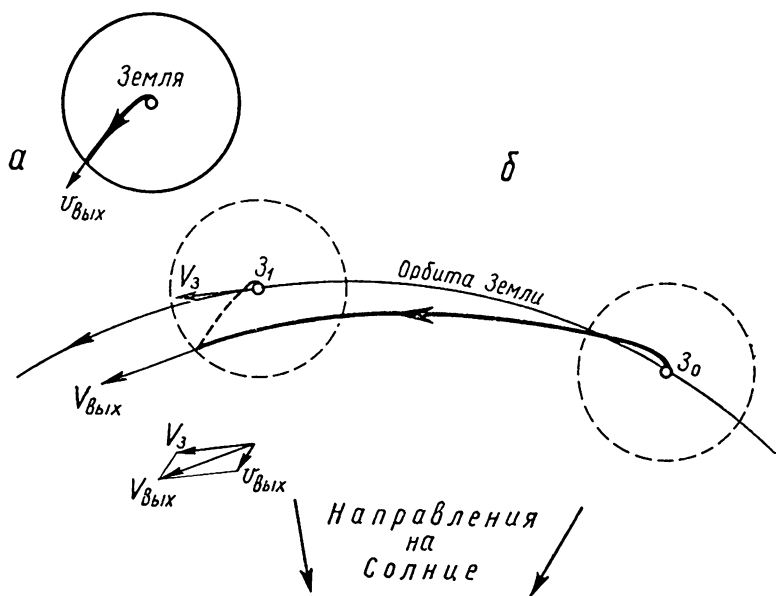


Рис. 34. Геоцентрическое (а) и гелиоцентрическое (б) движения внутри сферы действия Земли при старте примерно в сторону движения Земли. Z_0 и Z_1 — положения Земли в момент старта и в момент выхода космического аппарата к границе сферы действия Земли. Кривизна орбиты Земли преувеличена.

мический аппарат двигался к ее границе, успела вместе с Землей пройти довольно большой путь относительно Солнца (Земля за сутки покрывает 2,6 млн. км).

На рис. 35 изображена аналогичная картина для того случая, когда геоцентрическое движение происходит в примерно противоположном направлении. Естественно, что теперь космический аппарат отстает от Земли в движении относительно Солнца и, хотя и продвигается вперед, оказывается в момент выхода из сферы действия Земли в «тыльной» части этой сферы.

Во всех практически важных случаях, как это станет ясно дальше, выход из сферы действия Земли должен происходить из ее «фронтальной» или «тыльной» части вблизи орбиты Земли. Поэтому в момент выхода расстояние космического аппарата от Солнца можно считать равным расстоянию Земли от Солнца.

Поскольку радиус сферы действия Земли составляет 930 000 км, мы можем приближенно, но с достаточной точностью считать, что геоцентрическая скорость выхода — это

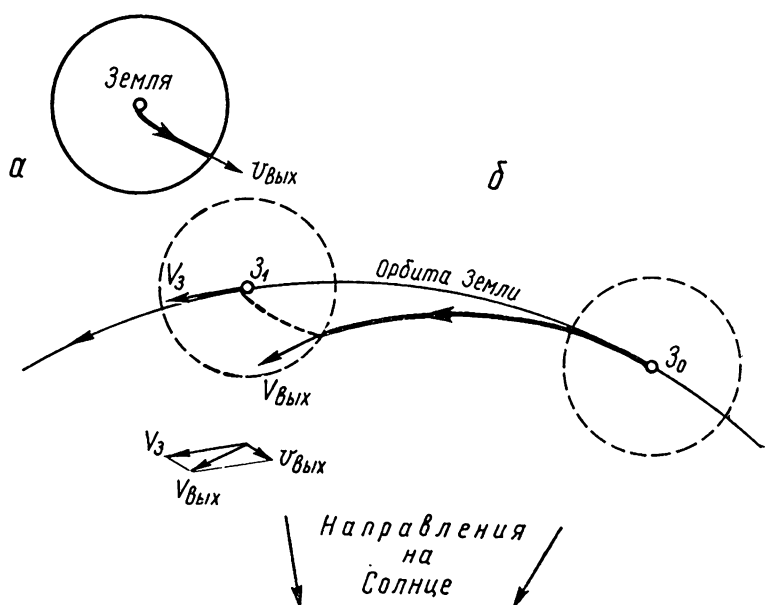


Рис. 35. Геоцентрическое (а) и гелиоцентрическое (б) движения внутри сферы действия Земли при старте в сторону, примерно противоположную направлению движения Земли. Обозначения — те же, что и на рис. 34.

га самая «остаточная скорость на бесконечности» (v_{∞}), о которой мы говорили, когда рассматривали гиперболическое движение (стр. 16, 20). Поэтому

$$v_{\text{вых}} = \sqrt{v_0^2 - v_{\text{осв}}^2},$$

где v_0 — начальная скорость, приобретенная космическим аппаратом в момент выключения ракеты-носителя, а $v_{\text{осв}}$ — скорость освобождения в этой точке. Правда, строго говоря, на границу сферы действия Земли можно выйти и по параболической и даже эллиптической орбите, но получающиеся при этом скорости выхода из сферы действия Земли будут так малы, что не позволят достичь никакой планеты солнечной системы.

Можно себе представить много различных гиперболических траекторий выхода к границе сферы действия Земли, начинающихся в различных точках земной поверхности. На рис. 36 показаны некоторые из них. Все они дают одну и ту же ско-

рость выхода $v_{\text{вых}}$ при одной и той же начальной скорости v_0 , сообщаемой на одинаковой высоте над земной поверхностью. Но они вовсе не одинаково выгодны с точки зрения

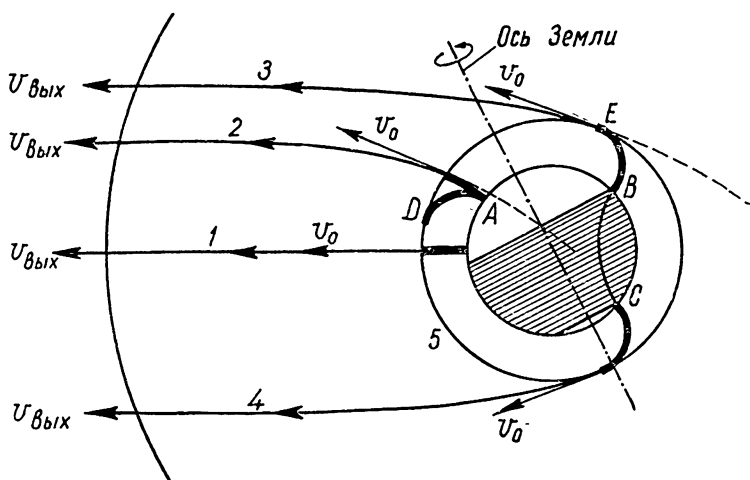


Рис. 36. Траектории выхода к границе сферы действия Земли и старт с орбиты. BC — окружность выгодных наземных стартов.

затрат топлива на разгон космического аппарата до заданной скорости v_0 . Наименее удобна вертикальная траектория 1. Она приводит к максимальным гравитационным потерям при разгоне. Невыгодна и траектория 2, когда космодром расположен в точке A , из-за слишком крутого разгона. Траектории же 3 и 4, на которые космический аппарат выходит при старте из точек B и C , соответствуют горизонтальным начальным скоростям, что дает возможность воспользоваться пологим разгоном, а он приводит к минимальным гравитационным потерям.

Если мы будем мысленно поворачивать рисунок 36 вокруг линии 1, то получим много других траекторий, начинающихся горизонтально. Кроме точек B и C , есть много других точек на земной поверхности, откуда может быть также дан выгодный старт. Они лежат на окружности, проходящей через точки B и C .

Правда из-за суточного вращения Земли космодром, ранее расположенный невыгодно, в какой-то момент может пересечь «окружность выгодных стартов», и в этот момент можно будет отправить космический аппарат по пологой траектории с малыми гравитационными потерями. Но так будет обстоять дело только для части земной поверхности, заштрихованной на рис. 36. Точка же A , например, в течение суток

ни разу не окажется в выгодной для старта позиции из-за своего географического положения.

Но оказывается, что и при старте из этой точки можно избавиться от слишком больших потерь, если предварительно вывести космический аппарат на промежуточную орбиту спутника Земли. В точке D космический аппарат выйдет на круговую орбиту 5 и долетит по ней до точки E . Здесь специальная космическая ракета, находящаяся на борту спутника (или повторно включаемая ступень, выводившая космический аппарат на орбиту в точке D), сообщает космическому аппарату дополнительный импульс и увеличивает его скорость до необходимой скорости v_0 . Таким образом, вместо крутого разгона, выводящего космический аппарат на траекторию 2, используются два пологих разгона — в точке D при выводе на промежуточную орбиту и в точке E . В обоих случаях гиперболическое движение начинается с одной и той же по величине начальной скоростью v_0 и приводит космический аппарат к границе сферы действия Земли с одной и той же *по величине и направлению* скоростью выхода $v_{\text{вых}}$.

Старт с промежуточной орбиты спутника Земли использовался при всех запусках советских и американских космических аппаратов в сторону Венеры и Марса. Впервые он был осуществлен 12 февраля 1961 г., когда с борта тяжелого искусственного спутника Земли в сторону Венеры стартовала советская автоматическая межпланетная станция.

Орбиты искусственных планет

Перейдем теперь к движению космического аппарата за пределами сферы действия Земли. Здесь, до самого входа в сферу действия исследуемой планеты, можно пренебрегать притяжениями Земли и других планет и учитывать одно лишь поле тяготения Солнца. Поэтому межпланетная траектория на этом основном участке полета (между двумя сферами действия) может быть только той или иной, в зависимости от гелиоцентрической скорости выхода $V_{\text{вых}}$ кеплеровой орбитой.

На расстоянии от Солнца, равном среднему расстоянию Земли от Солнца, параболическая скорость равна 42,10 км/сек (ее можно получить, если, воспользовавшись формулой на стр. 19, умножить среднюю скорость Земли 29,77 км/сек на $\sqrt{2} = 1,4142$). Легче всего достичь этой скорости, если осуществить выход из сферы действия Земли таким образом, чтобы геоцентрическая скорость выхода была направлена в сторону движения Земли. Она должна быть равна

$$v_{\text{вых}} = V_{\text{пар}} - V_z = 42,10 - 29,77 = 12,33 \text{ км/сек.}$$

Если предположить, что начальная скорость v_0 пассивного дви-

жения сообщается космическому аппарату у самой поверхности Земли, то согласно формуле на стр. 73

$$v_0 = \sqrt{v_{\text{вых}}^2 + v_{\text{осв}}^2} = \sqrt{12,33^2 + 11,19^2} = 16,67 \text{ км/сек.}$$

Мы получили так называемую *третью космическую скорость*, обеспечивающую уход из солнечной системы по параболе, касающейся орбиты Земли.

Если гелиоцентрическая скорость выхода меньше 42,10 км/сек, то межпланетная траектория будет представлять собой эллипс, если больше — гиперболу. В случае эллипса космический аппарат превращается в *искусственный спутник Солнца*, или *искусственную планету*, вечно обращающуюся (если не произойдет встреча с планетой или другим небесным телом) вокруг нашего светила.

Будем рассматривать касательные к орбите Земли орбиты искусственных планет, получающиеся при выходе из сферы действия Земли в сторону движения Земли и в прямо противоположном направлении. В первом случае начальная скорость гелиоцентрического движения будет больше скорости Земли, и орбита будет вытянута в сторону орбит внешних планет — Марса, Юпитера, Сатурна, Урана, Нептуна, Плутона, причем перигелий ее будет находиться на орбите Земли. Во втором случае афелий окажется на орбите Земли и космический аппарат, как бы сорвавшись с земной орбиты, направится в сторону орбит внутренних планет — Венеры и Меркурия.

При выходе из сферы действия Земли под углом к вектору скорости Земли орбита искусственной планеты пересекает орбиту Земли. Как и в случае касания, существование общей точки орбиты Земли и орбиты искусственной планеты говорит о возможности того, что рано или поздно (в зависимости от соотношения периодов обращения) Земля и искусственная планета должны встретиться в той точке пространства, где они когда-то расстались (точнее, они должны оказаться на расстоянии около миллиона километров, как в момент первоначального выхода из сферы действия).

Чтобы орбиты Земли и искусственной планеты не имели общей точки, необходимо сообщить космическому аппарату дополнительный импульс, т. е. совершить маневр, аналогичный рассматривавшимся нами в разделе об околоземных полетах.

Траектории достижения планет солнечной системы

Полет с Земли на какое-либо тело солнечной системы представляет собой как бы стрельбу с подвижной платформы — Земли по подвижной цели — планете, ее спутнику или

комете. Единственное исключение — само Солнце — явно неподвижная в гелиоцентрической системе отсчета цель.

Зондирование солнечной атмосферы или близких окрестностей Солнца представило бы большой интерес для науки. К сожалению, эта задача непосильна для сегодняшней космической техники. В самом деле, если лететь к Солнцу по полуэллиптической траектории, касающейся как орбиты Земли, так и противоположного края Солнца (она требует наименьшей скорости отлета), то потребуются начальная скорость $29,1 \text{ км/сек}$ ¹. Если же лететь к Солнцу по прямолинейной траектории, то геоцентрическая скорость выхода из сферы действия Земли должна полностью «погасить» скорость Земли, а для этого начальная скорость должна равняться $31,8 \text{ км/сек}$. Гораздо легче покинуть солнечную систему, чем упасть на Солнце. Таков эффект стремительного движения Земли вокруг Солнца.

Теория межпланетных траекторий значительно упростится, если мы упростим схему устройства солнечной системы. Мы предположим, что орбиты всех планет (и Земли в том числе) представляют собой окружности, расположенные в одной плоскости. На самом деле это не совсем так. Орбиты планет являются эллипсами, но их эксцентриситеты малы. Наклоны плоскостей орбит планет к плоскости эклиптики (т. е. к плоскости орбиты Земли) также невелики. Самое большое наклонение ($17,1^\circ$) и самый большой эксцентриситет (0,249) имеет орбита Плутона. Орбита Меркурия (соответственно 7° и 0,206) стоит на втором месте.

Полет с Земли к какой-либо планете может осуществляться по различным траекториям. Из них траекторией минимальной начальной скорости является уже известная нам полуэллиптическая, или гомановская траектория.

На рис. 37 линия I показывает полуэллиптическую траекторию достижения Марса. Вывод на такую траекторию требует, чтобы геоцентрическая скорость выхода из сферы действия Земли составляла $2,94 \text{ км/сек}$, а для этого начальная скорость пассивного полета должна равняться $11,57 \text{ км/сек}$, что лишь немного больше начальной скорости достижения Луны.

Начало полета с указанной скоростью должно быть приурочено к такому моменту, когда Марс, движущийся по своей орбите с меньшей угловой скоростью, чем космический аппарат, окажется на $44,3^\circ$ впереди Земли. При этом условии через 259 суток, которые необходимы космическому аппарату для достижения орбиты Марса, Марс достигнет намечаемой точки

¹ Здесь и дальше указываются воображаемые начальные скорости, которые можно было бы сообщить у самой поверхности Земли, если бы ракета-носитель разгонялась мгновенно и Земля не имела бы атмосферы.

встречи. Начальная конфигурация Земли и Марса относительно Солнца, образующая угол $44,3^\circ$, повторяется в среднем через 2 года 50 дней. Пока не пройдет такой срок, новый полет к Марсу по гомановской траектории невозможен.

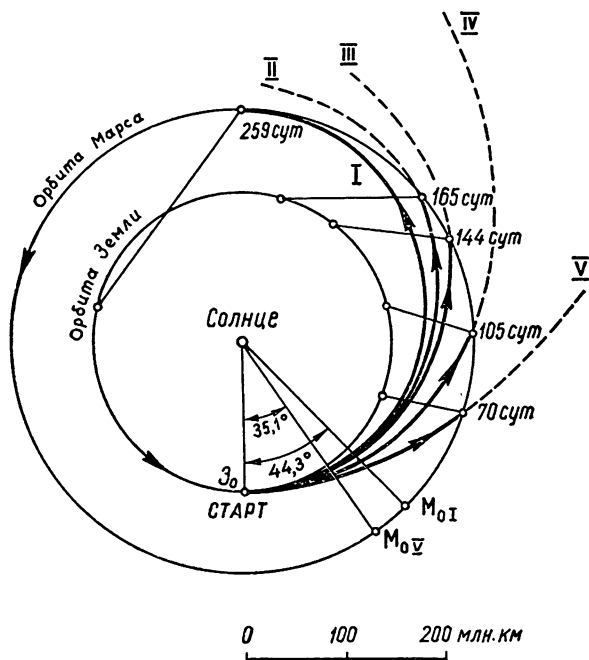


Рис. 37. Траектории полета к Марсу, касательные к орбите Земли. M_{0I} и M_{0V} — начальные положения Марса, соответствующие крайним траекториям I и V.

Если при отлете с Земли космический аппарат получит несколько большую, чем минимальная, скорость, продолжительность перелета до Марса сократится. Замечательно, что сокращение времени отнюдь не пропорционально увеличению начальной скорости. В основном это объясняется резким сокращением покрываемого космическим аппаратом расстояния. Это происходит из-за сильного перемещения точки пересечения траектории перелета с орбитой Марса (точно так же резко перемещается точка пересечения двух половин ножниц при небольшом изменении угла между ними). В результате уже при начальной скорости $11,8 \text{ км/сек}$ (траектория II на рис. 37). Марс будет достигнут через 165 дней, т. е. на 3 месяца раньше, чем при минимальной скорости; прибавка еще $0,2 \text{ км/сек}$

сокращает перелет еще на 21 день (траектория III). Дальнейшие добавления скорости уже не столь «эффектны», но все же при скорости 13 км/сек (траектория IV) перелет продолжается 105 дней (3½ месяца!), а при третьей космической скорости 16,7 км/сек — 70 дней (параболическая траектория V). Еще большее увеличение скорости отлета с Земли приводит к гиперболическим траекториям, напоминающим орбиты некоторых комет, но такое движение вряд ли оправдано при полете к Марсу, так как небольшой выигрыш во времени перелета не компенсирует дополнительных затрат топлива.

Важным преимуществом быстрых перелетов является уменьшение дальности радиосвязи с космическим аппаратом в тот момент, когда он приблизился к Марсу. На рис. 37 тонкие прямые линии соединяют одновременные положения Земли и Марса. В то время как для траектории I дальность радиосвязи составит 239 млн. км, для траекторий II, III, IV, V будет соответственно 133, 114, 85, 79 млн. км.

Разумеется, быстрые перелеты требуют увеличенной мощности ракет-носителей. В настоящее время они возможны только за счет уменьшения полезной нагрузки, что крайне нежелательно.

Скорый перелет по определенной траектории также требует, конечно, определенной начальной конфигурации Земли и Марса относительно Солнца, которая, как и любая другая, повторяется через 2 года 50 дней. В частности, момент, подходящий для вывода космического аппарата на параболическую траекторию V (Марс должен быть на 35,1° впереди Земли), наступает через 20 дней после момента возможного отлета с минимальной скоростью. Если еще учесть возможности полетов по траекториям, образующим небольшой угол с направлением скорости Земли, а также учесть эллиптичность орбит Земли и Марса, то оказывается, что полет к Марсу при нынешнем уровне развития ракетной техники возможен в промежуток времени в 1—2 месяца в течение всего периода 2 года 50 дней.

Вот примерное расписание полетов к Марсу на ближайшие годы: ноябрь—декабрь 1964 г., декабрь 1966 г. — январь 1967 г., январь—февраль 1969 г., февраль—март 1971 г.

В заключение сделаем одно замечание. Плоскость орбиты Марса фактически наклонена к плоскости эклиптики на угол 1,85°. Двигаясь по траектории I в плоскости орбиты Земли, космический аппарат, достигнув своего афелия, окажется на расстоянии нескольких миллионов километров от Марса (не лежащего в плоскости рисунка 37). Поэтому траекторию I можно использовать только в том случае, если в момент подходящей конфигурации планет Земля оказалась на линии пересечения плоскостей орбит Земли и Марса. Такой случай крайне редок, и потому вместо траектории I приходится поневоле пользоваться «быстрыми» траекториями.

Полет советской автоматической межпланетной станции «Марс-1», запущенной 1 ноября 1962 г., происходил по траектории, довольно близкой к гомановской (продолжительность перелета была короче примерно на месяц), так как во время благоприятного для полета периода Земля была сравнительно недалеко от линии пересечения плоскостей орбит.

Скорости, продолжительности перелетов до планет солнечной системы и радиусы сфер действия планет

Планета назначения	Полет с минимальной скоростью		Продолжительность полета с третьей космической скоростью 16,67 км/сек	Радиус сферы действия, млн. км
	скорость, км/сек	продолжительность		
1	2	3	4	5
Меркурий	13,5	105 сут.	—	0,15
Венера	11,5	146 сут.	—	0,6
Марс	11,6	259 сут.	70 сут.	0,6
Юпитер	14,2	2 г. 267 сут.	1 г. 39 сут.	48
Сатурн	15,2	6 л. 18 сут.	2 г. 194 сут.	54
Уран	15,9	16 л. 14 сут.	6 л. 282 сут.	51
Нептун	16,2	30 л. 225 сут.	12 л. 343 сут.	86
Плутон	16,3	45 л. 119 сут.	19 л. 91 сут.	?

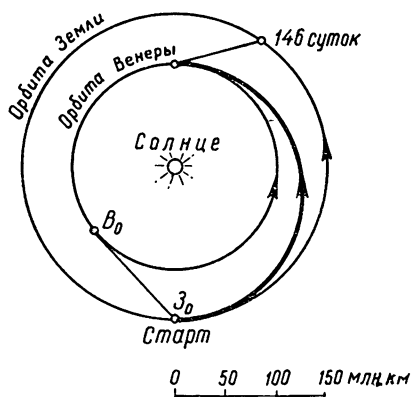


Рис. 38. Полет к Венере с минимальной начальной скоростью.

Не имея здесь возможности подробно рассмотреть условия полетов к другим планетам, приведем лишь таблицу продолжительностей полетов, с минимальными скоростями и третьей космической скоростью.

На рис. 38 изображена траектория полета к Венере с минимальной скоростью 11,46 км/сек. Благоприятный период для полетов к Венере повторяется раз в год 7 месяцев. Приводим «график» полетов к Венере на ближайшие годы: октябрь — ноябрь 1965 г., июнь 1967 г., январь 1969 г., август 1970 г.

Полет внутри сферы действия планеты назначения

На конечном участке полета космический аппарат входит в сферу действия исследуемой планеты. Его траектория отно-

сительно планеты назначения внутри сферы действия полностью определяется величиной и направлением планетоцентрической скорости входа. Ее величина всегда оказывается больше местной (на границе сферы действия) параболической скорости в поле тяготения планеты. В случае полета к Марсу или Венере с минимальными скоростями планетоцентрическая скорость входа примерно втрое превышает местную параболическую скорость. При полетах к другим планетам это превышение еще больше. Поэтому планетоцентрическая траектория внутри сферы действия всегда является гиперболой, вследствие чего космический аппарат после входа в сферу действия должен неизбежно через несколько дней покинуть ее, если только на своем пути он не войдет в плотные слои атмосферы планеты. После выхода из сферы действия гелиоцентрическое движение космического аппарата происходит уже по новой орбите. Как правило, это эллиптическая орбита искусственной планеты.

Новая гелиоцентрическая орбита космического аппарата, как и та орбита, двигаясь по которой он достиг планеты, пройдет вблизи орбиты Земли или пересечет ее (это случилось наверняка, если бы орбиты располагались в одной плоскости). Можно так выбрать траекторию межпланетного пере-

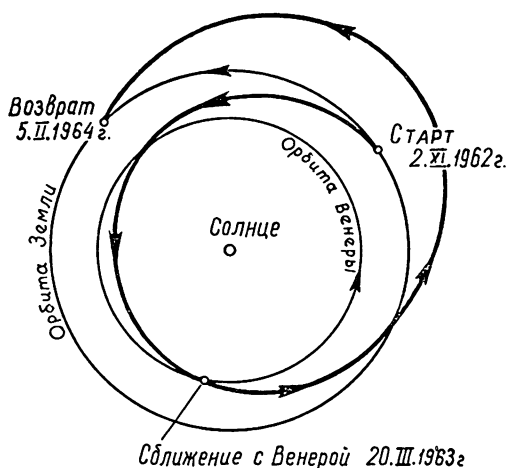


Рис. 39. Полет к Венере с гравитационным возвратом к Земле.

лета и так точно рассчитать прохождение космического аппарата на определенном расстоянии от планеты, чтобы Земля оказалась в точке пересечения своей орбиты и новой орбиты аппарата именно в тот момент, когда туда придет этот аппарат. На рис. 39 показана возможная траектория полета к Венере с возвращением к Земле.

Как и в случае лунных полетов, единственный способ вывода космического аппарата на орбиту искусственного спутника планеты заключается в уменьшении его планетоцентрической скорости с помощью бортовой двигательной установки.

Коррекция межпланетных траекторий

Межпланетные траектории простираются в мировом пространстве на сотни миллионов километров. Это делает их особенно чувствительными к малейшим ошибкам в величине и направлении начальной скорости, приобретаемой космическим аппаратом при запуске. Как показывают расчеты, ошибка в величине начальной скорости всего лишь на 1 м/сек или отклонение скорости от нужного направления на одну угловую минуту может привести к отклонению от цели в десятки и даже сотни тысяч километров. Между тем, если даже не стоит задача попадания в планету, а преследуется только цель наблюдения ее поверхности, необходимо близкое прохождение космического аппарата вблизи нее.

Существующие в настоящее время системы управления космических ракет не могут обеспечить попадания в окрестность планеты. Есть ли надежда, что в будущем удастся такое попадание? Для этого понадобилось бы повысить точность в сотни раз, что сейчас представляется почти невероятным. Но даже если бы это удалось сделать, проблема точного наведения космического аппарата на определенную цель не была бы решена.

Дело в том, что мы еще недостаточно точно знаем межпланетные расстояния. Расстояние от Земли до Солнца, служащее для астрономов единицей измерения расстояний до планет, до недавнего времени было известно с возможной ошибкой до нескольких десятков тысяч километров. Недостаточно точно известны и массы планет (особенно тех, которые не обладают собственными спутниками, как Венера и Меркурий). Правда эти источники ошибок, по мере того как будут совершаться новые межпланетные полеты, будут ликвидироваться. Каждое прохождение космического аппарата вблизи планеты поможет более точно определить ее массу.

Есть, однако, возможность уже сейчас на данном уровне техники наведения космических ракет и точности астрономических данных достичь некоторых из планет солнечной системы. Для этого на пути к планете необходимо осуществлять коррекцию траектории. Этот способ предъявляет немалые требования к космической технике, но он все же проще, чем создание в сотни раз более точно работающих систем управления ракет-носителей.

Для успешного осуществления корректирующего маневра необходима четкая работа системы ориентации космического

аппарата. В заранее рассчитанный момент космический аппарат должен, ориентируясь с помощью собственных приборов на небесные светила, занять правильное положение с тем, чтобы импульс бортового корректирующего двигателя был сообщен в нужном направлении. Величина дополнительной скорости, которую получит при коррекции космический аппарат, зависит от продолжительности действия двигателя, включаемого по сигналу с Земли.

Если коррекция не достигнет цели (из-за недостаточной точности ориентации, преждевременного или, наоборот, позднего выключения двигателя и т. д.), то может потребоваться повторная коррекция.

Американский космический аппарат «Маринер-2», запущенный в сторону Венеры 27 августа 1962 г., должен был по программе пройти 14 декабря 1962 г. на расстоянии 16 000 км от нее, но ошибка в направлении приобретенной скорости привела к выходу на траекторию, двигаясь по которой аппарат прошел бы на расстоянии 400 000 км от Венеры. 4 сентября 1962 г., когда аппарат находился на расстоянии 2 400 000 км от Земли, был включен на 29 секунд бортовой корректирующий двигатель, уменьшивший скорость аппарата на 30 м/сек. После коррекции «Маринер-2» должен был пройти на расстоянии 16 000 км от Венеры, но, как потом оказалось, двигатель несколько превысил заданный тормозной импульс и минимальное расстояние аппарата от Венеры составило 35 600 км. Это не помешало осуществить обширную программу исследования Венеры и ее окрестностей. В частности, выяснилось, что на высоте 35 600 км над Венерой отсутствует пояс радиации, но осталось неизвестным, существует ли он на той высоте, где первоначально планировалось произвести измерения.

Итак, без корректирующего маневра невозможно успешное завершение ни одного межпланетного перелета (в отличие от полетов к Луне, во многих случаях не нуждающихся в коррекции). Это не касается, конечно, запусков исследовательских аппаратов на орбиты искусственных планет для исследования межпланетной среды, когда не ставится цель сближения с каким-нибудь небесным телом.

Полеты с малой тягой

Использование космических аппаратов с двигателями малой тяги в межпланетных экспериментах и экспедициях будет еще более эффективным, чем применение их для полетов к Луне.

Межпланетный космический аппарат, снабженный электроракетным или иным двигателем малой тяги, должен прежде всего покинуть сферу действия Земли. После старта с околоземной орбиты он удаляется от Земли по спирали и, совер-

шив несколько десятков или даже сотен оборотов вокруг Земли, достигает параболической скорости относительно Земли. После этого выход аппарата из сферы действия Земли обеспечен.

Формы гелиоцентрических траекторий космического аппарата с двигателем малой тяги вне сферы действия Земли могут быть довольно разнообразными.

Представим себе космический аппарат, движущийся по той же орбите, что и Земля, но уже освободившийся от ее притяжения. Так примерно будет обстоять дело с космическим аппаратом, который достиг границы сферы действия Земли, если двигатель малой тяги был выключен после достижения параболической скорости относительно Земли, а еще лучше после достижения скорости, близкой к параболической, что позволило подойти к границе сферы действия по сильно вытянутому эллипсу (при этом геоцентрическая скорость выхода будет близкой к нулю).

Если теперь включить двигатель малой тяги так, чтобы тяга была направлена в сторону движения, то космический аппарат начнет двигаться по «раскручивающейся» спирали, приближаясь к орбитам Марса и других внешних планет. Если же направить тягу в противоположную сторону, то космический корабль начнет по «скручивающейся» спирали приближаться к Солнцу и его траектория пересечет орбиты Венеры и Меркурия.

Но гелиоцентрическая спиральная траектория имеет важное отличие от геоцентрической спирали: витки ее гораздо менее тесны. Дело в том, что малая тяга космического аппарата во много тысяч раз меньше силы притяжения Земли, когда космический аппарат начинает свой спиральный разгон, стартуя с орбиты спутника Земли. Но та же тяга оказывается сравнимой с силой солнечного притяжения на расстоянии 150 млн. км от Солнца. В самом деле сила солнечного притяжения сообщает космическому аппарату ускорение, равное $6 \cdot 10^{-5} g$, а двигатели малой тяги способны создавать в зависимости от принципов конструкции ускорения порядка 10^{-5} — $10^{-3} g$. Для ионных двигателей реальные ускорения порядка $10^{-4} g$. При их использовании (а тем более в случае ускорений порядка $10^{-3} g$) витки гелиоцентрической спирали могут раскручиваться так быстро, что космический аппарат способен, например, достичь орбиту Марса еще до того, как завершит первый виток спирали. Траектория при этом будет напоминать скорее «разогнутую» дугу эллипса, чем спираль.

При полете к внешним планетам космический аппарат с малой тягой, действующей в направлении движения, рано или поздно достигнет параболической скорости относительно Солнца, а затем, если двигатель не прекратит свою работу, и гиперболической скорости. Это может произойти где-то за орби-

той Марса, а движение по параболе, как мы знаем, сильно сокращает время перелета. Вот почему применение электрических ракетных двигателей для полетов к дальним планетам особенно выгодно. Оно позволит в несколько раз сократить продолжительности перелетов по сравнению с полетами химических ракет. Если еще учесть значительно бóльшую полезную нагрузку космических аппаратов с электрическими двигателями, то их преимущество делается очевидным.

Если ставится задача превращения космического аппарата в искусственный спутник планеты, то, как и в случае полетов к Луне с малой тягой (стр. 70), понадобится еще до входа в сферу действия планеты начать торможение с помощью двигателя малой тяги. После входа в сферу действия планеты начнется постепенный спуск по спирали на низкую орбиту искусственного спутника.

Интересно, что с помощью двигателей малой тяги можно двигаться относительно Солнца и по кеплеровой траектории. Представим себе, что тяга двигателя все время действует в сторону, противоположную Солнцу (сопло ракеты наведено на Солнце), и что ее величина непрерывно изменяется определенным образом, а именно так, что по мере удаления от Солнца уменьшается обратно пропорционально квадрату расстояния от Солнца, т. е. по такому же закону, как и притяжение Солнца. Тогда космический аппарат окажется как бы погруженным в ослабленное воображаемое поле тяготения и, следовательно, будет двигаться по кеплеровой орбите. Если до этого он двигался по орбите Земли, которую можно приближенно принять за круговую, то теперь его скорость в воображаемом ослабленном поле тяготения уже будет как бы больше круговой и он будет двигаться по эллиптической орбите, касающейся орбиты Земли. А если тяга будет достаточно большой (но все время изменяющейся по закону обратной пропорциональности квадрату расстояния), то можно заставить космический аппарат двигаться по параболе, гиперболе и даже... по прямой линии, если с помощью тяги полностью компенсировать силу притяжения Солнца.

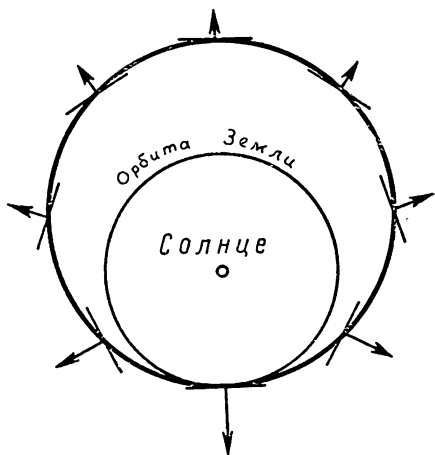


Рис. 40. Полет с солнечным парусом по эллиптической орбите. Стрелки указывают направления силы тяги.

Можно ли фактически осуществить такое сложное регулирование величины тяги (что касается ее направления, то заставить двигатель все время отбрасывать рабочее тело в сторону Солнца очень легко)? Да, можно, и притом очень просто, если воспользоваться не ракетным двигателем, а *солнечным парусом*.

Солнечный парус представляет собой тонкую пластмассовую пленку, покрытую тончайшим слоем металла для лучшего отражения солнечных лучей. При достаточно большой площади паруса солнечные лучи, давление которых вблизи Земли на полностью отражающую их поверхность равно 0.9 миллиграмма на квадратный метр, создадут необходимую тягу. Достаточно лишь ориентировать парус все время так, чтобы солнечные лучи падали на него под прямым углом (рис. 40),

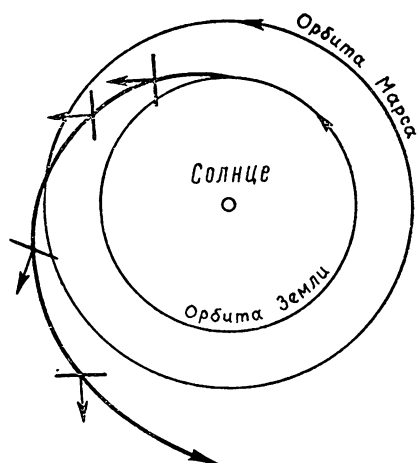


Рис. 41. Полет с солнечным парусом по спирали к внешним планетам.

а нужное регулирование величины силы тяги осуществится автоматически: ведь давление света изменяется с расстоянием именно по закону обратной пропорциональности квадрату расстояния.

Двигаясь по эллиптической орбите, космический парусник при достаточной площади паруса сможет достичь Марса, Венеры и Меркурия при описываемом расположении паруса останутся недостижимыми.

Выгоднее, однако, расположить парус под углом к солнечным лучам, так, чтобы солнечные лучи

подгоняли его сзади. Правда, при этом уменьшится освещенность паруса, но уменьшенная тяга будет действовать уже не поперек движения, а под небольшим углом к направлению полета (рис. 41). Это сократит продолжительность перелета.

Повернув же парус таким образом, чтобы давление солнечного света тормозило полет космического аппарата (рис. 42), мы заставим его двигаться в сторону внутренних планет — Венеры и Меркурия.

А каким путем может быть выведен космический парусник из сферы действия Земли? Здесь понадобится более сложное управление парусом. При пересечении земной тени парус будет бездействовать. В то время когда космический аппарат, описывая витки спирали вокруг Земли, будет двигаться на-

встречу солнечным лучам, парус придется ставить ребром к Солнцу или сворачивать.

Аналогичные манипуляции понадобятся и внутри сферы действия планеты назначения.

Несмотря на сложность проблемы, связанной с плаванием в космосе под солнечным парусом, ученые в последние годы начали их теоретическую разработку. Дело в том, что от всех двигательных систем солнечный парус отличается тем, что он не нуждается в запасах рабочего тела. Источник же энергии для его полета находится за его бортом, ибо этот источник — Солнце¹.

По расчетам советских ученых А. Н. Жукова и В. Н. Лебедева, парус, сообщаящий на орбите Земли ускорение 2 мм/сек^2 (т. е. примерно $2 \cdot 10^{-4} g$), перенес бы космический аппарат до Марса за 322 дня, до Венеры — за 164 дня, до Меркурия — за 0,53 года, до Юпитера — за 6,6 года, до Сатурна — за 17 лет, до Урана — за 49 лет, до Нептуна — за 96 лет, до Плутона — за 145 лет. Если предположить массу космического аппарата равной 500 кг (без паруса), то для создания указанного выше ускорения необходим круглый парус, диаметром 500 м, сделанный из уже существующих по сообщениям иностранной печати, пластмассовых пленок. Такая пленка настолько тонка, что один квадратный сантиметр ее весит всего лишь 0,2 миллиграмма.

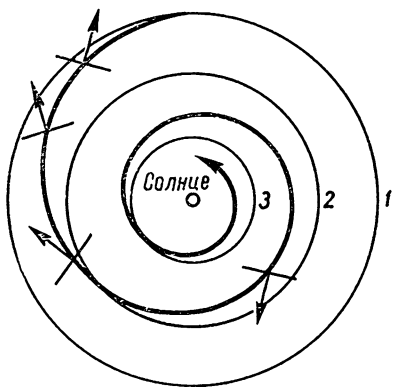


Рис. 42. Полет с солнечным парусом по спирали к внутренним планетам. 1 — орбита Земли, 2 — орбита Венеры, 3 — орбита Меркурия.

Экспедиции на планеты солнечной системы

Перейдем теперь к изложению некоторых аспектов проблемы полета человека на планеты солнечной системы.

Траектории межпланетных полетов кораблей с космонавтами будут стличаться от траекторий автоматических станций в основном тем, что первые будут по возможности менее про-

¹ В последнем отношении с солнечным парусом могут соперничать только солнечные ракетные двигатели, которые создают тягу с помощью нагрева рабочего тела в солнечных лучах, но необходимость брать на борт рабочее тело ставит их в менее выгодное положение.

должительными, чтобы уменьшить для человека опасности, сопутствующие пребыванию в мировом пространстве.

Посадка на планету, не имеющую атмосферы (например, на Меркурий), или на естественный спутник какой-либо планеты, не обладающий атмосферой, будет, как и посадка на Луну, производиться с помощью ракетного торможения. Соображения, излагавшиеся в связи с посадкой на Луну, заставят прибегнуть к предварительному выходу на околопланетную орбиту ожидания.

Несколько иначе обстоит дело с посадкой на планеты, имеющие газовую оболочку. Предварительный переход на орбиту спутника и здесь желателен с точки зрения безопасности полета, удобства выбора места посадки и т. п., но он невыгоден с энергетической точки зрения. Дело в том, что сопротивление атмосферы (если она не слишком разрежена) позволяет вовсе не тратить топлива на торможение космического корабля. Выход же на орбиту искусственного спутника требует затрат топлива на тормозной импульс.

Для выхода на низкую орбиту вокруг Марса понадобится уменьшить скорость корабля примерно на 2 км/сек , если предположить, что полет к Марсу совершается по полуэллиптической траектории. Между тем спуск без предварительного выхода на орбиту спутника не потребует совсем энергетических затрат: вся скорость входа в атмосферу, равная $5,6 \text{ км/сек}$, будет погашена даровым сопротивлением газовой оболочки Марса.

Интересно, что коридор входа в атмосферу Марса будет в десятки раз шире коридора входа в земную атмосферу, так как будут допустимы траектории, довольно круто входящие в атмосферу (по подсчетам американских специалистов, — вплоть до угла 47°). Перегрев при спуске будет меньше, чем на Земле.

Коридор входа в атмосферу Венеры имеет примерно те же характеристики, что и вход в земную атмосферу. Очень узким является коридор входа в атмосферу Юпитера. Впрочем посадка на Юпитер, вероятно, никогда не сможет осуществиться из-за неподходящего состава его атмосферы, из-за почти втрое большей, чем на Земле, величины тяжести и, наконец, из-за... отсутствия, по-видимому, твердой поверхности: атмосфера Юпитера, постепенно сгущаясь, на глубине нескольких тысяч километров, как предполагают, переходит незаметно в твердое ядро.

Существует компромисс между выгодным в энергетическом отношении непосредственным спуском на поверхность планеты, обладающей атмосферой, и невыгодным в энергетическом отношении, но удобным с других точек зрения спуском с предварительным выходом на околопланетную спутниковую орбиту. Этот компромисс заключается в том, что на планету

опускается не весь межпланетный корабль, а лишь его часть — специальный посадочный аппарат, который впоследствии, после старта с планеты, снова присоединяется к кораблю. Энергетические затраты на превращение корабля в спутник планеты в большой мере компенсируются тем, что от поверхности планеты при возвращении на Землю приходится отрывать значительно меньшую массу. Очень важно выбрать правильное соотношение между массой корабля на орбите и массой посадочного аппарата.

Выход на траекторию возвращения к Земле при старте с поверхности Марса требует начальной скорости около $5,6 \text{ км/сек}$, если траектория возвращения полуэллиптическая. Соответствующая скорость при возвращении с Венеры равна $10,5 \text{ км/сек}$.

Скорость входа в земную атмосферу при возвращении с Марса или Венеры будет лишь немного превышать вторую космическую. Поэтому условия входа практически не будут отличаться от условий возвращения с Луны. При возвращении с дальних планет скорость входа в атмосферу сильно увеличится¹ и коридор входа сузится в несколько раз. Переход на временную околоземную орбиту перед спуском на Землю будет, по-видимому, нецелесообразным при возврате с Марса и Венеры, так как он означал бы отказ от использования дарового сопротивления атмосферы. Но возвращение с далеких планет, возможно, потребует частичного погашения скорости входа в атмосферу с помощью бортового двигателя.

Мы совершенно не рассмотрели основного этапа межпланетной экспедиции — пребывания космонавтов на планете назначения. С точки зрения механики космического полета чрезвычайно важен тот факт, что пребывание на Марсе должно быть весьма длительным: старт в сторону Земли невозможен, если отсутствует подходящая конфигурация Земли и Марса относительно Солнца.

На рис. 43 показана схема экспедиции на Марс с использованием полуэллиптических траекторий полета туда и обратно (продолжительность полета в одну сторону — 259 суток). Время ожидания, в течение которого отлет на Землю неосуществим, для такой экспедиции равно 450 суткам, а полная продолжительность экспедиции составляет $259 + 450 + 259 = 968$ суток, т. е. 2 года и 8 месяцев.

Столь большая длительность экспедиции приводит к очень большим значениям полезных нагрузок космических ракет, стартующих с Земли на Марс. Запасы воды, кислорода, продовольствия, многочисленная аппаратура, приспособления для защиты от опасностей на пути к планете и на ее поверхности — таков далеко не полный список того, что должно

¹ Скорость входа примерно равна скорости отлета с Земли на данную планету (см. таблицу на стр. 80).

входить в полезную нагрузку. Она должна будет измеряться во всяком случае десятками тонн, а не несколькими тоннами, как при полете на Луну.

Попробуем оценить суммарную характеристическую скорость для экспедиции на Марс. Учтем, что отлет с Земли

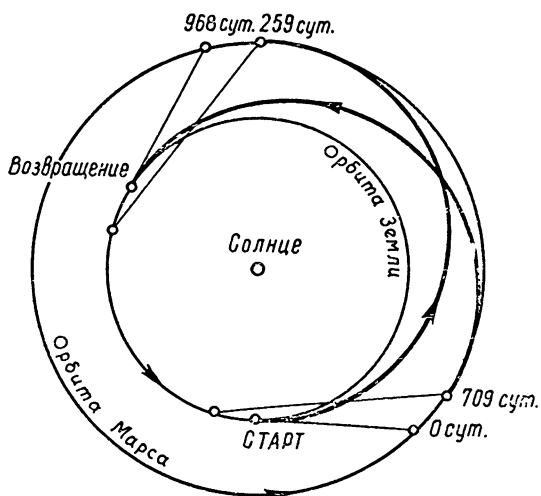


Рис. 43. Экспедиция на Марс при использовании полуэллиптических траекторий полета на Марс и возвращения на Землю.

требуется скорости $11,6 \text{ км/сек}$, а старт с Марса — $5,6 \text{ км/сек}$. Если еще сюда добавить гравитационные и аэродинамические потери и обязательные корректирующие импульсы, то суммарная характеристическая скорость составит около 20 км/сек , т. е. примерно столько же, как и для лунной экспедиции или немного больше. Преимущество Луны — в меньшей силе притяжения, преимущество Марса — в наличии атмосферы.

Но значительно большая полезная нагрузка приводит к тому, что стартовый вес химической ракеты-носителя для экспедиции на Марс составляет многие десятки тысяч тонн, а может быть даже сотни тысяч тонн (в зависимости от принимаемой скорости истечения).

Поэтому все проекты экспедиций на Марс, основанные на использовании химических двигателей, предполагают сборку космического корабля на околоземной орбите из блоков, доставляемых отдельными ракетами-носителями. Тем более это необходимо при организации экспедиции на Венеру, так как суммарная характеристическая скорость даже при полуэллиптических траекториях полета туда и обратно составит пример-

но 26 км/сек. Впрочем, природные условия на Венере могут вообще не позволить посадки на поверхность планеты. Результаты полета к Венере американского космического аппарата «Маринер-II» указывают на губительную для всего живого температуру в нижних слоях атмосферы Венеры: у поверхности планеты как на освещенной, так и на затененной ее части она, по-видимому, достигает +400°C.

Соображения безопасности заставляют авторов большинства проектов экспедиций на Марс предусматривать отправку с орбиты вокруг Земли одновременно нескольких кораблей, причем часть из них предназначена для грузовых перевозок (топливо на обратный путь, посадочный планер и т. п.).

Использование околоземной промежуточной орбиты для заправки и монтажа межпланетных кораблей, по-видимому, совершенно необходимо при полете на Марс, не говоря уже о других планетах, если используется химическое топливо. Ядерные двигатели, которые, как надеются ученые, обеспечат скорости истечения до 10 км/сек, могли бы в принципе избавить нас от этапа встречи на орбите, но их использование, как полагают, встретит большие трудности. В частности, опасность заражения атмосферы, возможно, позволит устанавливать ядерные двигатели лишь на верхних ступенях ракет-носителей.

Большие выгоды сулит использование в межпланетных экспедициях кораблей с электрическими двигателями. С их помощью можно будет перемещать большие нагрузки с околоземной спутниковой орбиты на орбиту вокруг планеты назначения. При экспедициях на Марс электрические корабли, вероятно, не сильно сократят продолжительность перелета. Возможно, их будет целесообразнее использовать для крупных грузовых перевозок со сравнительно малой скоростью. Такой корабль, например, может доставить на околомарсианскую орбиту топливо на обратный путь для прибывшего туда еще раньше пассажирского корабля.

При полетах же к Юпитеру и еще более далеким планетам электрические корабли будут просто незаменимы, так как они сократят в несколько раз продолжительности экспедиций. В конечном счете, когда будут организованы регулярные рейсы между планетами солнечной системы, усовершенствованные электрические двигатели, вероятно, повсеместно вытеснят химические двигатели, оставив для применения последних лишь скорые ближние рейсы, безусловно на Луну и, может быть, на Марс. В настоящее время мы можем лишь в самых общих чертах представить себе картину этого будущего.

Интересно, полезно знать

Знаете ли вы, что...

...радиопередатчики многих искусственных спутников, снабженных солнечными батареями, уже несколько лет заполняют эфир сигналами, мешающими нормальному приему передач с новых спутников? Поэтому в США начали устанавливать на спутниках устройства, выводящие в нужный момент радиопередатчики из строя.

...число искусственных объектов, обращающихся вокруг Земли, в середине 1964 г. превысило 800? Сюда входят, кроме спутников с научной аппаратурой, последние ступени ракет-носителей, носовые обтекатели и различные детали. Речь идет только об объектах, орбиты которых точно известны.

...представление об «ужасном холоде» космического пространства ошибочно? Межпланетная среда настолько разрежена, что она не может отнимать тепло у космического аппарата. Техническая проблема заключается не в преодолении этого холода, а, наоборот, в изыскании путей для охлаждения аппарата, нагревающегося как от солнечных лучей, так и от тепла, выделяемого электронной аппаратурой.

...по той же причине космонавту на Луне, которая не обладает атмосферой, даже ночью будет грозить перегрев из-за тепла, выделяемого его организмом, несмотря на то, что лунная поверхность в это время будет иметь температуру до -170°C ?

...для уменьшения массы межпланетных кораблей, возможно, как предлагают некоторые ученые, отдельные детали кабин — перегородки, панели для научной аппаратуры — будут делаться... из съедобных материалов?

...каждый из нас бывал в состоянии кратковременной невесомости, когда перепрыгивал через препятствие? После отрыва от пола и до прикосновения к нему, на тело действуют *одни лишь силы притяжения*, так как сопротивлением воздуха можно пренебречь, а это и есть единственное условие возникновения состояния невесомости. Валерий Брумель находился при рекордном прыжке более секунды в состоянии невесомости.

...на орбите Луны, вблизи двух точек — впереди Луны и позади нее — находятся весьма разреженные облака космической пыли, удерживаемые совместным действием притяжений Земли и Луны? Каждая из этих точек является вершиной равностороннего треугольника, двумя другими вершинами которого служат Земля и Луна. Эти облака, существование которых теоретически предсказывалось, впервые наблюдались в телескоп польским астрономом К. Кордилевским в 1961 г.

...малейшее движение космонавтов должно сказываться на ориентации космического корабля? Эта проблема будет представлять особые трудности при организации на орбитальных станциях астрономических обсерваторий.

...Луна вряд ли сможет сыграть роль межпланетной пересадочной станции, так как этому будет препятствовать ее поле тяготения. Гораздо удобнее будут станции-спутники на низких околоземных орбитах. Собственное притяжение орбитальной станции слишком ничтожно, чтобы его нужно было принимать в расчет.

...посадка на воду корабля-спутника — более легкая в техническом отношении задача, чем посадка на сушу? Все американские корабли с космонавтами опускались на поверхность океана, все советские — на сушу.

Советуем прочитать

Космическим полетам посвящена обширная научная и научно-популярная литература. В ряде книг рассказывается детально о вопросах, рассматривавшихся в этой брошюре. Мы перечислим те из них, чтение которых полностью или частично доступно для лиц, не обладающих специальной подготовкой.

Александров С. Г., Федоров Р. Е. Советские спутники и космические корабли. Изд. 2-е, Изд-во АН СССР, 1961.

В книге излагаются теоретические основы механики космического полета и приводятся подробные данные о советских спутниках, автоматических межпланетных станциях, космических кораблях и о результатах проведенных на них экспериментов.

Беспримерный научный подвиг. Материалы газеты «Правда» о трех советских космических ракетах. Физматгиз, 1959, 204 стр.

Гильзин К. А. Электрические межпланетные корабли. Изд-во «Наука». Главная редакция физико-математической литературы, 1964, 320 стр.

В книге подробно рассказывается не только об электрических, но по существу о всех типах космических двигательных системах. Рассматриваются принципы действия и области применения двигателей.

Кинг-Хили Д. Искусственные спутники и научные исследования. Перев. с англ., ИЛ, 1963, 258 стр.

В книге рассказывается о запуске и движении искусственных спутников, о проводимых с их помощью научных исследованиях, об устройстве советских и американских спутников.

Корлисс У. Ракетные двигатели для космических полетов. Перев. с англ., ИЛ, 1962, 790 стр.

Книга, рассчитанная в основном на подготовленного читателя, содержит и общедоступный обширный материал по двигателям космического назначения.

Левантовский В. И. Ракетой к Луне. Физматгиз, 1960, 379 стр.

Книга посвящена теоретическим основам космонавтики и ракетной техники. Особенно подробно рассмотрена теория полетов к Луне.

Левантовский В. И. Тяжесть, невесомость, перегрузка. Изд-во «Знание», 1964, 96 стр.

Брошюра посвящена физическим основам перегрузки и невесомости. В ней, в частности, рассказывается о методе гравитационной стабилизации спутников, а также о связи движения центра масс спутника с его вращательным движением.

Перельман Р. Г. Двигатели галактических кораблей. Изд-во АН СССР, 1962, 200 стр.

Книга посвящена принципам устройства и полета проектируемых электрических и фотонных ракет.

Рябов Ю. А. Движение небесных тел. Изд. 2-е, Физматгиз, 1962.

Книга представляет собой популярный очерк основ небесной механики.

Штернфельд А. А. Полет в мировое пространство. Гостехиздат, 1949, 140 стр.

Популярное изложение основ космонавтики.

Штернфельд А. А. Искусственные спутники. Изд. 2-е, Гостехиздат, 1958, 296 стр.

Изложение теоретических основ запуска, движения, наблюдения и использования искусственных спутников.

Штернфельд А. А. От искусственных спутников к межпланетным полетам. Изд. 2-е. Физматгиз, 1959, 200 стр.

Популярное изложение основ космонавтики.

О ЧЕМ РАССКАЗЫВАЕТСЯ В ЭТОЙ КНИГЕ

Что такое небесная баллистика	3
Основные законы механики и небесной баллистики	4
Основные законы и понятия механики	4
Активное и пассивное движение космического аппарата	7
Задача многих тел	11
Кеплерово движение	14
Возмущенное движение	21
Движение космического аппарата относительно центра масс	21
Полеты в околоземном космическом пространстве	25
Орбиты искусственных спутников Земли	25
Возмущенное движение спутников	27
Движение спутника относительно земной поверхности	33
Выбор орбиты спутника	35
Ориентация спутников	38
Выведение спутника на орбиту	39
Маневрирование в околоземном космическом пространстве	41
Полет с малой тягой	46
Полеты к Луне	48
Геоцентрическое и селеноцентрическое движения	48
Попадание в Луну	50
Благоприятные периоды и старт с орбиты	52
Точность наведения и коррекция	55
Облет Луны	56
Искусственный спутник Луны	59
Посадка на Луну	61
Полет человека на Луну	64
Полет к Луне с малой тягой	69
Межпланетные полеты	71
Движение внутри сферы действия Земли	71
Орбиты искусственных планет	75
Траектории достижения планет солнечной системы	76
Полет внутри сферы действия планеты назначения	80
Коррекция межпланетных траекторий	82
Полеты с малой тягой	83
Экспедиции на планеты солнечной системы	87
Приложение: «Интересно, полезно знать»	
Знаете ли вы, что ...	92
Советуем прочитать	93

ВЛАДИМИР ИСААКОВИЧ ЛЕВАНТОВСКИЙ

Редактор **В. Н. Тростников**

Худож. редактор **Т. И. Добровольнова**

Техн. редактор **М. Т. Перегудова**

Корректор **А. А. Пузакова**

Обложка **В. П. Герасева**

Сдано в набор 13/I 1965 г. Подп. к печати 22/III 1965 г.
Изд. № 61. Формат бум. 60×90¹/₁₆. Бум. л. 3,0.
Печ. л. 6,0. Уч.-изд. л. 5,81. А 01060. Цена 18 коп.
Тираж 13 500 экз. Заказ 109.

Опубликовано тем. план 1965 г. № 227.

Издательство «Знание». Москва,

Центр, Новая пл., д. 3/4.

Типография изд-ва «Знание». Москва,

Центр, Новая пл., д. 3/4.

**НОВЫЕ КНИГИ ИЗДАТЕЛЬСТВА
«ЗНАНИЕ»**

В. С. ЕМЕЛЬЯНОВ. Атом шагает по странам.
10 п. л., 30 коп.

В американском штате Нью-Мексико, среди безлюдных лесов и каньонов, находится Лос-Аламос — научный центр атомных исследований. Именно здесь, в этом городе, было впервые создано ядерное оружие.

Автор этой интересной книги — известный советский ученый неоднократно посещал многие атомные центры США и Канады. Побывал он и в Лос-Аламосе, и в известном Калифорнийском университете. Он познакомился с новейшими ядерными реакторами и ускорителями. В книге приведены беседы автора с выдающимися американскими учеными-атомниками: Теллером, Оппенгеймером, Гровсом и другими.

Приобретайте эту книгу в магазинах Книготорга и потребительской кооперации.

Магазины принимают предварительные заказы на книги, готовящиеся к изданию.