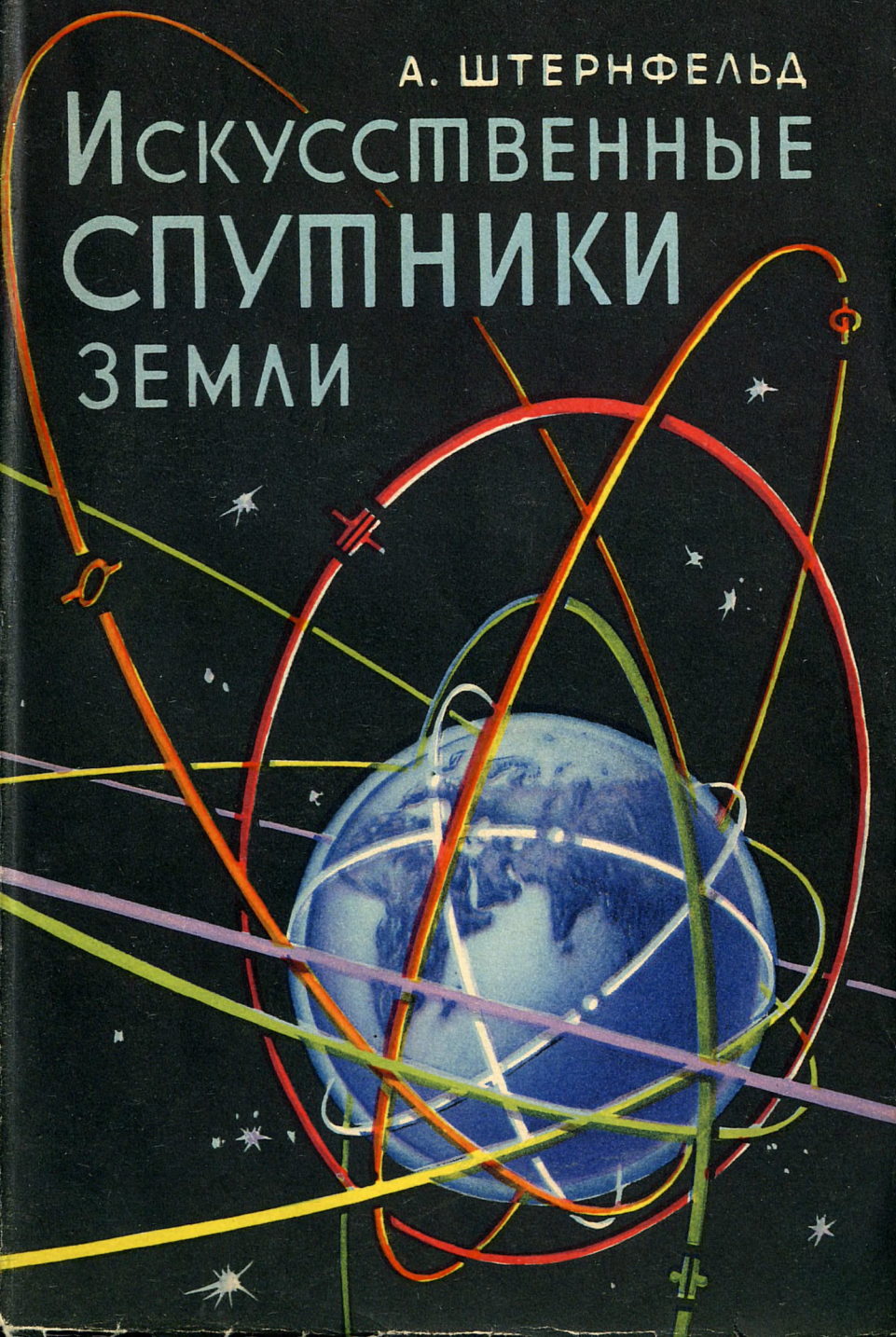


А. ШТЕРНФЕЛЬД

ИСКУССТВЕННЫЕ СПУТНИКИ ЗЕМЛИ



А. ШТЕРНФЕЛЬД

ИСКУССТВЕННЫЕ СПУТНИКИ ЗЕМЛИ

ГОСУДАРСТВЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО
ТЕХНИКО-ТЕОРЕТИЧЕСКОЙ ЛИТЕРАТУРЫ
МОСКВА 1956

Штернфельд Арио Абрамович.
Искусственные спутники Земли.

Редактор *В. И. Левантовский.*
Техн. редактор *Р. А. Негримова.* Корректор *И. Л. Едская.*

Сдано в набор 12/XI 1956 г. Подписано к печати 15/XII 1956 г. Бумага $84 \times 108^{1/32}$.
Физ. печ. л. 5,62 + 2 вклейки. Уч.-изд. л. 9,23. Условн. печ. л. 9,43.
Тираж 75 000 экз. Т-10097. Цена книги 2 р. 85 к. Заказ № 2023.

Государственное издательство технико-теоретической литературы.
Москва, В-71, Б. Калужская, 15.

3-я типография «Красный пролетарий» Главполиграфпрома
Министерства культуры СССР Москва, Краснопролетарская, 16.

СОДЕРЖАНИЕ

Предисловие	5
Введение	7
I. Воздушный океан	9
1. Значение атмосферы; ее строение и состав	9
2. Методы исследования атмосферы	11
II. Законы движения искусственных спутников	13
1. Принцип движения искусственного спутника	13
2. Скорость и время обращения искусственного спутника по круговой орбите	15
3. Стационарный искусственный спутник	18
4. Период обращения искусственного спутника относительно наблюдателя	21
5. Искусственные спутники с эллиптическими орбитами	24
6. Периодические искусственные спутники	28
7. Условия видимости искусственных спутников	30
8. Наблюдения искусственных спутников	31
III. Использование искусственных спутников	48
1. Летающие обсерватории и лаборатории	48
2. Искусственный спутник как межпланетная станция	58
3. Проблема естественных межпланетных станций	63
4. Орбитальные корабли	64
5. Искусственные спутники Луны и планет	69
IV. Ракета — стартер искусственного спутника	73
1. Принцип ракетного двигателя	73
2. Пороховая и жидкостная ракета	75
3. Ступенчатая ракета	77
4. Конструкция двигателя	79
5. Ракетные топлива	81
V. Запуск искусственного спутника	86
1. Высота запуска искусственного спутника	86
2. Влияние вращения Земли	88
3. Круговой запуск искусственного спутника	90

4. Запуск искусственного спутника по прямоугольной траектории	91
5. Запуск искусственного спутника по полуэллиптической траектории	93
6. Запуск искусственного спутника по баллистической эллиптической дуге	95
7. Запуск искусственного спутника по обходной траектории	96
8. Теоретический случай запуска искусственного спутника при минимальном расходе топлива	99
9. Оптимальная траектория запуска искусственного спутника	101
10. Корректирование траектории	105
VII. Техника сооружения искусственного спутника	112
1. Подготовка к орбитальному полету	112
2. Устройство орбитальных ракет	114
3. Испытание орбитальной ракеты	118
4. Устройство искусственных спутников	120
5. Монтаж спутника	124
VIII. Человек в мировом пространстве	126
1. Безвредность для организма больших скоростей движения	126
2. В мире увеличенной тяжести	127
3. В мире без тяжести	129
4. Искусственная тяжесть	131
5. Вопросы питания и дыхания	132
6. Вредные излучения	133
VIII. На борту искусственного спутника	136
1. Дни и ночи и времена года на искусственном спутнике	136
2. Движение небесных тел при наблюдениях с искусственного спутника	142
3. Жизнь в условиях невесомости	144
4. Кондиционирование воздуха	146
5. Гелиотехника на искусственном спутнике	148
6. Измерительная аппаратура	152
7. Космические скафандры	157
8. Метеорная опасность	158
IX. Связь с Землей	161
1. Световая сигнализация	161
2. Радиосигнализация	162
3. Спуск с искусственного спутника	164
X. Правовые и другие вопросы	169
1. Предполагаемая стоимость и сроки осуществления искусственных спутников	169
2. Кому принадлежит сверхатмосферное пространство?	174
Накануне космического полета	178

ПРЕДИСЛОВИЕ

За последние годы в советской и зарубежной печати все чаще встречаются непривычно звучащие слова, которые напоминают заглавие фантастического романа: «искусственный спутник Земли». Однако искусственный спутник — не фантастика, не дерзновенная мечта, а реальность самого ближайшего времени.

Каждый из нас привык видеть на небе естественный спутник Земли — Луну, постоянно обращающуюся вокруг нашей планеты по одной и той же орбите. Теперь ученые и инженеры поставили перед собой задачу: создать новое, пусть даже совсем крохотное, искусственное небесное тело, которое подобно Луне обращалось бы вокруг Земли. Достижения в области ракетостроения, радиотелеуправления, физики, химии и других наук дают все основания утверждать, что мы накануне претворения в жизнь этого замысла.

Как известно из сообщений печати, в Советском Союзе и США разрабатываются планы запуска небольших искусственных спутников Земли. Такие спутники с попечником в несколько десятков сантиметров будут обращаться вокруг Земли на высоте нескольких сот километров. Запуск этих спутников для научных целей предполагается приурочить к Международному геофизическому году (1957—1958 гг.), в проведении которого наряду с другими странами принимает участие и Советский Союз.

Сооружение искусственных спутников Земли явится первым шагом на пути осуществления межпланетных полетов.

Вопросами создания искусственных спутников и межпланетных полетов интересуются широкие круги общественности. Этим вопросам были посвящены многочис-

ленные доклады на международных конгрессах по астронавтике, происходивших в последние годы (астронавтикой, или космонавтикой, называется наука о полетах в мировом пространстве). Изучение проблем, связанных с сооружением искусственных спутников, стоит в центре внимания астронавтических обществ, созданных сейчас более чем в двадцати странах.

При Академии наук СССР образована междуведомственная комиссия по координации исследовательских работ в области межпланетных сообщений, в которую входят ученые самых различных специальностей; учреждена медаль имени К. Э. Циолковского для поощрения исследований в этой области. В Москве и других городах Советского Союза организованы астронавтические группы и кружки, ставящие своей целью изучение и разработку вопросов, от решения которых зависит дальнейшее развитие астронавтики.

В этой небольшой книге мы расскажем о том, как будут запускаться искусственные спутники, как они смогут быть использованы для научных целей и в качестве межпланетных станций и каковы будут условия жизни на таких спутниках.

А. Штернфельд,

Лауреат международной поощрительной
премии по астронавтике

ВВЕДЕНИЕ

Теоретическое обоснование возможности создания искусственного небесного тела, обращающегося по инерции вокруг Земли, мы находим еще в трудах Исаака Ньютона (1642—1727 гг.). Но в XVIII и XIX веках выводы Ньютона воспринимались лишь как отвлеченные рассуждения, предназначенные для облегчения понимания законов движения небесных тел. В начале нашего столетия К. Э. Циолковский (1857—1935 гг.) внес практическое предложение: «устроить постоянную обсерваторию, движущуюся за пределами атмосферы неопределенно долгое время вокруг Земли, подобно ее Луне».

Проекты К. Э. Циолковского при его жизни не могли быть осуществлены: не было достаточных предпосылок, чтобы решить такую сложную задачу, как создание искусственного спутника Земли. И только в наши дни, когда наука и техника достигли в своем развитии огромных успехов, это становится возможным.

По-видимому, задача создания искусственных спутников будет решаться постепенно, в несколько этапов. Первым этапом, очевидно, будет запуск в безвоздушное пространство небольшой ракеты, направление полета и скорость которой будут рассчитаны так, чтобы она превратилась в искусственный спутник нашей планеты. Возможно, что на этой ракете не будет никаких приборов. Ее запустят лишь для того, чтобы практически создать первое искусственное небесное тело. Как бы ни было мало это тело, пусть даже не больше футбольного мяча, современные радиотелескопы смогут наблюдать его в полете. Его движение вокруг Земли в течение более или менее продолжительного времени явится доказательством того, что первый искусственный спутник создан.

Опираясь на этот опыт, можно будет запустить серию спутников несколько бóльших размеров, и притом оснащенных рядом приборов для автоматической передачи на Землю разных данных о верхних слоях атмосферы и о мировом пространстве.

Затем необходимо будет проверить на животных, безвреден ли для живого организма полет на искусственном спутнике, после чего можно будет приступить к последнему этапу — сооружению искусственных спутников таких размеров, чтобы в них могли поместиться не только приборы, но и люди.

I. ВОЗДУШНЫЙ ОКЕАН

1. Значение атмосферы; ее строение и состав

Результаты исследований воздушной оболочки Земли — атмосферы — представляют не только теоретический, но и важный практический интерес для сооружения и использования искусственных спутников Земли. Поэтому раньше, чем рассмотреть вопрос о запуске таких спутников, познакомимся вкратце с окружающим нас воздушным океаном.

Наличие атмосферы имеет огромное значение. При запуске спутника, а также в незначительной степени и при его движении по орбите атмосфера будет служить препятствием. При спуске же летательного аппарата с искусственного спутника атмосфера может быть, наоборот, использована для торможения, что даст возможность не только сэкономить огромное количество топлива, но и значительно упростить весь процесс спуска на Землю. Однако неизбежное нагревание летательного аппарата при движении в воздухе с очень большой скоростью не может не вызывать опасений. Пример метеоров — «падающих звезд», раскаливающих при проникновении в атмосферу, показывает, что спуск аппарата с искусственного спутника на Землю является сложной задачей. Решающее значение для степени нагрева аппарата имеют состав и плотность воздуха в верхних слоях атмосферы.

В настоящее время различают три основных слоя атмосферы: тропосферу, стратосферу и ионосферу. Хотя границы между этими слоями очерчены недостаточно резко, все же каждый из них характеризуется отчетливо выраженными физическими особенностями.

В тропосфере, то есть в нижнем слое атмосферы, где сосредоточен почти весь водяной пар, происходят все метеорологические явления, в частности образование облаков. Над тропосферой простирается прозрачная область стратосферы. Вблизи полюсов стратосфера начинается уже на высоте 7—10 километров, а на экваторе — на высоте 16—18 километров. Стратосфера простирается примерно до высоты 80 километров. Дальше начинается ионосфера, верхняя граница которой лежит примерно на высоте 900 километров. Слои атмосферы, расположенные еще выше, называют экзосферой; верхнюю границу последней, находящуюся приблизительно на высоте 1200 километров, принимают за границу атмосферы.

Тропосфера и стратосфера особенно резко отличаются друг от друга в тепловом отношении. В тропосфере температура воздуха уменьшается с высотой в среднем приблизительно на 6°C при подъеме на каждый километр. В восходящих потоках температура воздуха понижается вследствие его расширения, в нисходящих, наоборот, наблюдается нагревание воздуха вследствие сжатия.

Стратосфера в своей нижней части, простирающейся до высоты примерно 30 километров, имеет почти постоянную температуру, равную в среднем -56°C . Однако, начиная с высоты около 30 километров, температура в стратосфере постепенно повышается и на высоте 55 километров несколько превышает $+100^{\circ}\text{C}$. Такое повышение температуры объясняется, по-видимому, тем, что на указанных высотах кислород задерживает большую часть лучей Солнца. На высоте 80 километров температура опять уменьшается примерно до $+30^{\circ}\text{C}$, а затем вновь начинает возрастать. По некоторым наблюдениям, требующим, впрочем, проверки, температура на высоте 200 километров составляет около $+400^{\circ}\text{C}$, а на высоте 300 километров она достигает $+800^{\circ}\text{C}$ и продолжает возрастать с высотой. Впрочем, в самых верхних слоях атмосферы зарегистрированы суточные колебания температуры порядка нескольких сот градусов.

Что касается плотности воздуха, то на высоте 10 километров она в три раза меньше, чем у поверхности Земли, на уровне 20 километров — в четырнадцать раз, на высоте 60 километров — в тысячи раз меньше.

В настоящее время считается, что плотность воздуха на высоте около 480 километров составляет

0,000 000 000 000 001 грамма на кубический сантиметр. Таким образом, один кубический километр воздуха на упомянутой высоте весит всего... один грамм. Если бы плотность воздуха не уменьшалась с высотой, то вся земная атмосфера при той же массе имела бы всего 8,5 километра в толщину.

Ввиду незначительной плотности воздуха в ионосфере его температура практически не будет влиять на равновесную температуру искусственного спутника¹⁾.

Соотношение составных частей воздуха в нижних слоях атмосферы в общем постоянно вследствие непрерывного перемешивания воздуха. По объему в тропосфере содержится: азота 78,06%, кислорода 20,90%, аргона 0,94%, других газов 0,1%. Этот состав относится к сухому воздуху. В действительности содержание водяных паров в воздухе иногда доходит до 4% по объему. Летом количество водяных паров значительно больше, чем зимой. По мере подъема влажность постепенно убывает и на высоте 10—11 километров совершенно исчезает.

Состав ионосферы, по-видимому, несколько отличается от состава двух более низких слоев атмосферы и меняется с высотой. В частности, так называемые редкие газы — неон, криптон и ксенон, вследствие большого атомного веса не поднимаются высоко: у верхней границы тропосферы исчезают даже их следы.

2. Методы исследования атмосферы

Изучение атмосферы может производиться прямыми и косвенными методами.

Для прямого исследования атмосферы вблизи поверхности Земли пользуются самолетами, привязными и свободными аэростатами, шарами-зондами, даже воздушными змеями; при этом зачастую используются самопишущие приборы, которые регистрируют температуру, давление и влажность воздуха на разных высотах и т. д.

Современные высотные ракеты, пронизывая практически всю толщу атмосферы (они оставляют под собой слои, составляющие более 99 процентов всей ее массы), приносят показания не только о характере стратосферы, но и о свойствах ионосферы. С помощью таких ракет

¹⁾ Понятие равновесной температуры разъясняется на стр. 149.

определяют температуру, давление и плотность воздуха на больших высотах, отбирают пробы для химического анализа и исследуют солнечную радиацию и космическое излучение. Полеты высотных ракет дают богатейший материал для проектирования искусственных спутников, движение которых нередко будет происходить ниже потолков, уже достигнутых в настоящее время ракетами.

Состав верхних слоев атмосферы изучают также с помощью спектрального анализа излучения Солнца и звезд. При прохождении через атмосферу часть солнечных лучей ею поглощается, и в результате в солнечном спектре появляются черные линии, обусловленные присутствием в атмосфере различных элементов (теллурические линии). Эти линии обнаруживаются тем более отчетливо, чем толще слой воздуха, через который проходят лучи.

Наблюдения над атмосферой во время зари и в сумерках позволяют видеть освещенные Солнцем слои воздуха на высотах до 75 километров. Метеоры и северные сияния, радиоволны и звуковые волны дают сведения о еще более высоко расположенных слоях.

Наконец, процентное содержание различных газов на любой высоте в ионосфере, пока еще недоступной для летательных аппаратов, можно вычислить теоретически, если только известен состав ее более низко расположенного слоя.

Заметим, что наши познания о верхних слоях атмосферы еще недостаточно полны и требуют основательного углубления; некоторые из полученных сведений, сегодня кажущиеся достоверными, могут при дальнейшей экспериментальной проверке оказаться неточными. Данные об атмосфере, которыми мы располагаем сейчас, еще недостаточны для точных расчетов, относящихся к спуску космических планеров с искусственного спутника. Что же касается запуска ракеты-спутника, то можно утверждать, что пересечение ею атмосферы не натолкнется на серьезные затруднения.

II. ЗАКОНЫ ДВИЖЕНИЯ ИСКУССТВЕННЫХ СПУТНИКОВ

1. Принцип движения искусственного спутника

Искусственным спутником Земли мы называем искусственно созданное небесное тело, обращающееся вокруг Земли по инерции. Как же будет держаться искусственный спутник? Почему он не упадет на Землю?

Искусственный спутник ни на чем не будет держаться, и все же он не упадет обратно на Землю, точно так же как Луна не падает на поверхность Земли, несмотря на то, что она тоже ни на чем не держится и на нее также все время действует сила земного притяжения.

Выясним, почему так происходит. Вообразим, что с вершины высокой горы брошено какое-либо тело с некоторой начальной скоростью, направленной горизонтально. Если бы не было силы притяжения Земли и сопротивления воздуха, то брошенное тело двигалось бы по инерции прямолинейно и равномерно и постепенно удалялось бы от поверхности Земли. Но сила притяжения заставляет тело падать обратно на Землю. Это падение сопровождается одновременно удалением тела от Земли, происходящим вследствие движения по инерции, так что в результате путь тела искривляется. При небольших начальных скоростях падение тела назад на Землю опережает удаление от Земли; поэтому оно и начинает постепенно приближаться к Земле. Но при некоторой вполне определенной скорости тело будет удаляться по инерции от поверхности Земли в каждый промежуток времени ровно настолько, насколько оно будет падать вследствие притяжения. Тогда тело, продолжая свой полет, будет все время оставаться на одной и той же высоте над по-

верхностью Земли, иными словами, будет двигаться вокруг Земли по окружности, имеющей свой центр в центре Земли. Скорость полета, при которой наступает такое движение, называется круговой скоростью. Вблизи поверхности Земли она равна 7912 метров в секунду и с увеличением высоты сначала резко падает, а затем уменьшается все медленнее. На высоте 200 километров она составляет 7791 метр в секунду, а на высоте 2000 километров — уже 6903 метра в секунду (см. таблицу 1 на стр. 17).

Можно еще иначе объяснить причину, по которой тело при круговой скорости не падает на Землю.

Известно, что, когда тело движется по окружности, возникает центробежная сила. Эта центробежная сила тем больше, чем больше скорость движения (она пропорциональна квадрату скорости). Для пешехода, движущегося по ровной дороге вдоль дуги большого круга¹⁾, центробежная сила составляет один миллиграмм. Для бегущего человека эта сила увеличивается в несколько десятков раз, а для самолета, летящего с рекордной скоростью, порядка 2800 километров в час, она достигает одного процента веса самолета. Наконец, при круговой скорости полета центробежная сила становится равной силе земного притяжения и как бы устраняет ее действие на летящее тело (под этим надо подразумевать, конечно, не исчезновение силы притяжения, а полную ее компенсацию направленной в противоположную сторону центробежной силой).

Искусственный спутник в отличие от самолета не может облетать Землю по любому маршруту. Он может летать исключительно по круговым или эллиптическим орбитам. Кроме того, подобно телу, брошенному под углом к горизонту, он может двигаться лишь в плоскости, проходящей через центр Земли (рис. 1), то есть в плоскости большого круга. Поэтому, в частности, искусственный спутник не может двигаться над какой-либо параллелью земного шара; единственное исключение представляет экватор, то есть нулевая параллель. Плоскость орбиты искусственного спутника будет оставаться неподвижной по отношению к небосводу.

¹⁾ Большим кругом называется круг, образующийся при сечении земного шара любой плоскостью, проходящей через центр Земли.

Траектория, соответствующая круговой (или большей) скорости у поверхности Земли, может быть получена только в том случае, если необходимая скорость сообщается в горизонтальном направлении, так как при запуске спутника под углом к горизонту часть его пути обязательно должна бы была проходить внутри Земли (рис. 2).



Рис. 1. Искусственный спутник может двигаться только в плоскости, проходящей через центр Земли. Поэтому, в частности, он не может двигаться над какой-либо параллелью за исключением экватора.

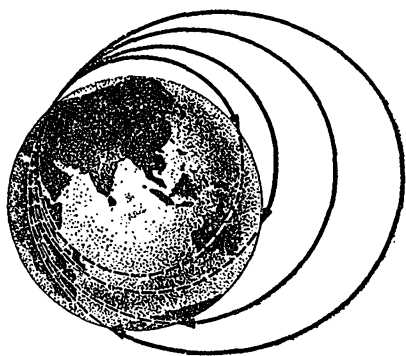


Рис. 2. Запуск искусственного спутника одним толчком с поверхности Земли возможен только тогда, когда этот толчок происходит в горизонтальном направлении (пренебрегаем сопротивлением воздуха). В противном случае брошенное тело, двигаясь по эллипсу, должно было бы пройти... сквозь землю.

2. Скорость и время обращения искусственного спутника по круговой орбите

Высота полета искусственного спутника обуславливает скорость его движения и тем самым длительность периода его обращения вокруг Земли.

Если бы не было сопротивления воздуха, то искусственный спутник, запущенный у самой поверхности Земли с указанной выше скоростью в 7912 метров в секунду, совершал бы полный оборот по отношению к небу своду, возвращаясь в прежнее положение относительно звезд и центра Земли, за 1 час 24 минуты 25 секунд. Это — так называемый сидерический, или звездный, период обращения.

С увеличением высоты запуска искусственного спутника его орбита станет длиннее, а сила земного притяжения — слабее. Следовательно, и центробежная сила сможет быть меньше, а движение спутника — более медленным (см. таблицу 1).

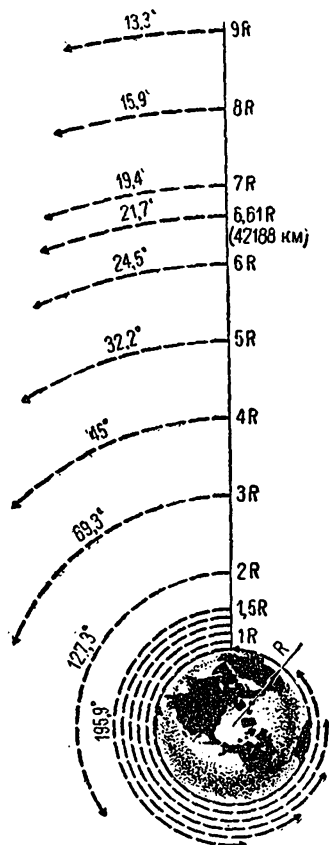
На рис. 3 показаны пути, которые будут проходить искусственные спутники, обращающиеся вокруг Земли на разных расстояниях от нее, в одно и то же время.

Если на поверхностях разных небесных тел господствует одинаковая сила притяжения (что приблизительно верно, например, для Земли, Урана и Нептуна, а также для второго и третьего спутников Юпитера — Европы и Ганимеда), то круговая скорость будет больше на том из рассматриваемых светил, размеры которого больше. С другой стороны, в случае, когда два небесных тела имеют одинаковые размеры (например, приблизительно Земля и Венера или Луна и первый спутник Юпитера — Ио), круговая скорость будет больше на том светиле, где сила притяжения больше.

Период обращения искусственного спутника увеличивается с удалением от планеты и меняется по третьему закону Кеплера, согласно которому квадраты времен обращения спутников вокруг планеты пропорциональны кубам больших осей их орбит (см. таблицу 1).

Рис. 3. Путь, пройденный искусственным спутником на разных расстояниях от Земли в одно и то же время (за время обращения искусственного спутника, летящего над самым экватором, — 1 час 24 минуты 25 секунд).

Можно показать, что период обращения искусственного спутника у поверхности небесного светила зависит



исключительно от средней плотности данного небесного тела. Чем меньше плотность, тем длительнее период обращения: Если плотность светила, например, в четыре раза меньше плотности Земли (такую плотность имеют Солнце, Юпитер, Уран, Нептун), то период обращения спутника у поверхности будет в два раза продолжительнее. При девятикратно увеличенной плотности период обращения сократится в три раза и т. д.

Т а б л и ц а 1

Зависимость круговой скорости и периода обращения искусственных спутников Земли от высоты полета

Высота полета в километрах	Круговая скорость в метрах в секунду	Круговая скорость в процентах по отношению к круговой скорости нулевого спутника ¹⁾	Сидерический период обращения			Период обращения в процентах по отношению к периоду обращения нулевого спутника
			час.	мин.	сек.	
0	7912	100,00	1	24	25	100,0
200	7791	98,47	1	28	25	104,7
300	7732	97,72	1	30	27	107,1
400	7675	97,00	1	32	29	109,6
500	7619	96,30	1	34	32	112,0
1000	7356	92,97	1	45	2	124,4
2000	6903	87,25	2	7	9	150,6
3000	6525	82,47	2	30	31	178,3
4000	6203	78,40	2	55	17	207,6
5000	5924	74,87	3	21	12	238,3
6000	5679	71,77	3	48	18	270,4
6378	5595	70,71	3	58	47	282,8
7000	5463	69,05	4	16	31	303,8

Поэтому периоды обращения нулевых искусственных спутников на Меркурии и на Земле, то есть на планетах, имеющих примерно одинаковую плотность, почти равны, несмотря на то, что поперечник Меркурия в 2,63 раза меньше диаметра Земли.

¹⁾ Нулевым искусственным спутником мы будем называть искусственный спутник, летящий над самым экватором, то есть на высоте, равной нулю (этот случай имеет только теоретический интерес). В связи с фактом сплюснутости Земли некоторые авторы принимают в основу расчетов круговой скорости средний радиус Земли. Это неправильно, так как (если даже пренебречь сопротивлением воздуха) искусственный спутник не может двигаться по окружности с таким радиусом. Наименьшая орбита спутника — это окружность, равная экваториальной.

Если бы Земля была в два раза плотнее, то нулевой искусственный спутник делал бы полный оборот вокруг Земли в течение одного часа. Если бы, наоборот, плотность нашей планеты была в два раза меньше, период обращения искусственного спутника составлял бы два часа.

3. Стационарный искусственный спутник

Ввиду того что небесные тела взаимно притягиваются, нельзя построить спутник, который оставался бы неподвижным в межпланетном пространстве: такой спутник обречен на гибель. Но можно создать спутник, который, двигаясь по отношению к звездам, будет все же неподвижен по отношению к наблюдателю на Земле.

В самом деле, как уже было сказано выше, период обращения спутника вокруг Земли увеличивается с увеличением расстояния спутника от Земли. Если спутник, движущийся на высоте 265 километров, потребует для одного обращения вокруг Земли полтора часа, то Луне, отдаленной от Земли почти на 400 тысяч километров, требуется для этого около четырех недель. Очевидно, имеется и такое расстояние, на котором обращение спутника будет совершаться точно в одни сутки.

Если, кроме того, такой спутник будет двигаться в плоскости экватора и при этом с запада на восток, то его угловая скорость будет равна угловой скорости вращения Земли вокруг своей оси, и, таким образом, он окажется неподвижным по отношению к земному наблюдателю. Такой спутник — будем называть его стационарным искусственным спутником — должен находиться, как нетрудно подсчитать, на высоте 35 800 километров над экватором. Правда, притяжение Луны будет вызывать некоторые возмущения орбиты спутника, что со временем нарушит его «неподвижность», но эти возмущения могут быть ликвидированы соответствующим корректированием траектории.

Чтобы более наглядно представить себе возможность создания «неподвижного» искусственного спутника, предположим, что на экваторе построена башня высотой в 35 800 километров. По мере восхождения по этой башне центробежная сила постепенно возрастает (из-за увеличения радиуса вращения вокруг земной оси), в то время как сила притяжения к Земле, напротив, уменьшается.

На самой вершине обе эти силы уравновесятся. Представим себе, что на вершине башни имеется гондола. Если убрать башню, то, как ясно из сказанного выше, гондола

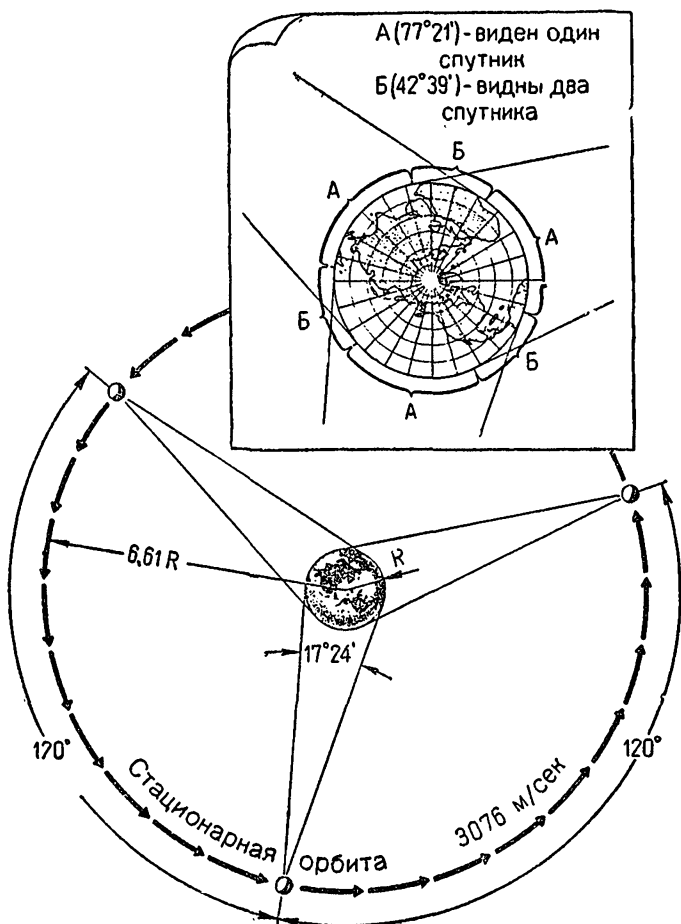


Рис. 4. Для одновременного охвата наблюдениями с помощью стационарных искусственных спутников всей окружности земного шара потребуются, по крайней мере, три таких спутника.

не упадет. Она будет вращаться вместе с Землей, оставаясь на одинаковом от нее расстоянии. Наблюдателю

на Земле гондола будет казаться неподвижной; она станет стационарным искусственным спутником.

Как видно из рис. 4, для охвата наблюдениями всего земного шара потребуются, по крайней мере, три стационарные внеземные станции. Однако с таких станций не было бы видно полярных зон (подчеркнем еще раз, что орбита стационарного спутника может лежать только в плоскости экватора).

В таблице 2 даются основные характеристики стационарного искусственного спутника.

Т а б л и ц а 2

Основные характеристики стационарного искусственного спутника

Период обращения по отношению к Солнцу	24 часа
Период обращения по отношению к небосводу (сидерический период) .	23 часа 45 мин. 4 сек.
Расстояние от центра Земли	42 188 километров
Высота над экватором	35 810 километров
Круговая скорость	3076 метров в секунду
Длина дуги экватора, с которой виден искусственный спутник и которую видно с искусственного спутника . .	162°36'30''
Та же дуга в единицах длины	18 102 километра
Дуга экватора, не охватываемая двумя стационарными спутниками	34°47'
Та же дуга в единицах длины	3872 километра
Общая длина дуги на экваторе, с которой видны будут два из трех искусственных спутников, расположенных на равном расстоянии друг от друга	14 232 километра
Та же длина в процентах по отношению к длине экватора	26,21

Стационарный искусственный спутник по сравнению с другими спутниками имел бы ряд преимуществ. В самом деле, с борта такого спутника вся наша планета казалась бы неподвижной, причем видимый диаметр нашей планеты был бы примерно в сорок раз больше, чем видимый с Земли диаметр Луны, а площадь видимого диска — в 1600 раз больше. Экипажу стационарного спутника легче было бы связаться с Землей при помощи направленных радиоволн или световых сигналов. Перелет на спутник можно было бы совершать в любое время, не

дожидаясь необходимого расположения спутника относительно взлетной площадки.

Если орбита искусственного спутника будет находиться от центра Земли на том же расстоянии (42 188 километров), но в отличие от орбиты стационарного спутника не будет лежать в плоскости экватора, то период обращения останется прежним, но спутник не будет виден с Земли постоянно в определенном направлении, а будет виден из одной и той же точки земного шара в разное время на разной высоте над горизонтом. Однако в одно и то же время звездных суток его можно будет наблюдать в одной и той же точке небосвода.

Если бы искусственный спутник двигался по орбите стационарного спутника, но в обратном направлении, то для наблюдателя на экваторе он совершал бы два обращения в сутки.

4. Период обращения искусственного спутника относительно наблюдателя

Как было сказано выше, звездный (или, что то же, сидерический) период обращения спутника, летящего около самой земной поверхности, составляет 1 час 24 минуты 25 секунд. Таким является период обращения спутника относительно небосвода или относительно наблюдателя, находящегося на одном из земных полюсов. Но представим себе, что орбита спутника находится в плоскости экватора и спутник, как и Земля, обращается с запада на восток. К тому времени, когда спутник сделает полный оборот относительно небосвода, наблюдатель на экваторе повернется вместе с Землей на довольно большой угол относительно небосвода и вследствие этого окажется на большом расстоянии впереди спутника. Лишь спустя 5 минут 16 секунд спутник нагонит наблюдателя.

Таким образом, время обращения нулевого искусственного спутника относительно наблюдателя составит 1 час 29 минут 41 секунду. Это — так называемое синодическое время (или синодический период) обращения спутника относительно Земли¹⁾. Спустя это время спут-

¹⁾ В астрономии синодическим периодом обращения называется промежуток времени, в течение которого планета возвращается в положение соединения или противостояния относительно Солнца. По аналогии с этим понятием (а не с понятием синодического месяца —

ник возвращается в прежнее положение относительно наблюдателя. Иными словами, наблюдатель видит теперь искусственный спутник на небе в прежнем положении относительно себя, например в зените.

По мере увеличения высоты полета синодический период обращения увеличивается, однако в значительно большей степени, чем звездный период. Так, у поверхности Земли синодический период всего на 6,24 процента больше звездного, на высоте 8000 километров — на 25 процентов больше, на высоте 13 900 километров — на 50 процентов больше, на высоте 28 400 километров — в четыре раза больше и т. д.

На высоте 27 800 километров синодический период обращения равен 10 годам, а на высоте 34 800 километров — 100 годам. Наконец, на высоте 35 810 километров, то есть для стационарного искусственного спутника, неподвижного относительно наблюдателя на Земле, синодический период обращения равен бесконечности.

Как же будет меняться синодический период обращения, если радиус орбиты спутника будет больше радиуса орбиты стационарного спутника? В этом случае синодический период будет уменьшаться с увеличением радиуса орбиты. Если увеличить радиус орбиты на 2,29 процента, то этот период сократится до тридцати суток, а при радиусе, большем на 7,27 процента, синодический период будет равен десяти суткам. Но как бы далеко ни отодвигать искусственный спутник, его синодический период обращения, естественно, не станет меньше суток.

Может ли синодический период обращения искусственного спутника быть равным сидерическому периоду, то есть периоду обращения по отношению к небосводу? Для искусственного спутника, лежащего внутри стационарной орбиты, синодический период всегда больше сидерического периода обращения. Искусственный же спутник, движущийся вне стационарной орбиты, имеет для орбит, близких к стационарной, синодический период обращения больший, чем сидерический, а для далеких орбит, на-

промежутка времени между двумя последовательными одинаковыми фазами Луны» мы приняли за синодический период обращения экваториального искусственного спутника промежутков времени между двумя идентичными положениями спутника по отношению к наблюдателю на экваторе.

оборот, меньший. (В самом деле, сидерический период обращения стационарного искусственного спутника равен одним суткам, в то время как синодический — бесконечности. Если радиус орбиты спутника незначительно превышает радиус стационарной орбиты, то и сидерический период обращения будет лишь немногим больше одних суток, в то время как синодический период будет еще исчисляться многими годами. Для очень же удаленного спутника дело обстоит как раз наоборот: по отношению к небосводу такой спутник будет двигаться очень медленно, так что наблюдатель на Земле увидит его спустя сутки почти на том же самом месте, что и накануне. Иными словами, в этом случае синодический период обращения короче сидерического.) Значит, имеется такое расстояние, для которого синодический период равен сидерическому. Подсчет показывает, что это расстояние на 58,74 процента больше расстояния стационарной орбиты и равно 66 970 километрам, а время обращения спутника по такой орбите составляет двое суток.

Во всех рассмотренных выше случаях искусственный спутник двигался с запада на восток. Если бы спутник двигался в плоскости экватора по круговой орбите с востока на запад, то наблюдатель на экваторе двигался бы как бы навстречу ему. Для искусственного спутника, движущегося с востока на запад у самой поверхности Земли, синодический период обращения был бы на 4 минуты 41 секунду короче сидерического периода обращения и составлял бы 1 час 19 минут 44 секунды. Это самый малый синодический период обращения искусственного спутника Земли вообще. При определенных условиях с увеличением высоты полета этот период может удлиниться. Но в противоположность синодическому периоду спутника, вращающегося в прямом направлении, то есть с запада на восток, этот период не может превысить одни сутки. В частном случае, когда искусственный спутник движется в плоскости экватора по той же орбите, что и стационарный спутник, но в противоположном направлении (с востока на запад), он будет дважды в сутки пролетать над любым пунктом экватора.

Как показывает расчет, для каждого синодического периода обращения, превышающего 1 час 29 минут 41 секунду, можно указать два спутника, движущихся на разных высотах. Если сидерический период меньше суток,

то спутники, имеющие одинаковые синодические времена обращения, движутся в противоположных направлениях, в остальных же случаях — в одном и притом в прямом направлении, то есть с запада на восток.

При восьмичасовом сидерическом периоде обращения искусственного спутника последний будет появляться в поле зрения наблюдателя через каждые 12 часов при условии, что движение спутника происходит с запада на восток. При обратном же направлении движения спутника он будет виден земному наблюдателю через каждые 6 часов. Если же период сидерического обращения увеличить до 12 часов, то синодический период обращения спутника, движущегося в прямом направлении, увеличится до одних суток, а движущегося в обратном направлении возрастет до восьми часов.

5. Искусственные спутники с эллиптическими орбитами

Первые искусственные спутники будут облетать Землю по эллипсам, более или менее близким к окружностям, и, по-видимому, на высоте нескольких сот километров. В дальнейшем спутникам будут сообщаться все большие и большие скорости, и тогда они будут совершать полет по все более и более растянутым эллиптическим орбитам (рис. 5). Расстояние ближайшей к Земле точки таких эллиптических орбит сможет оставаться на первых порах примерно таким же, как и радиус указанной круговой орбиты, расстояние же наиболее удаленной точки будет постепенно увеличиваться¹⁾.

Если на первых порах поднятие «потолка» искусственного спутника будет наталкиваться на большие трудности, то по мере повышения мощности ракет эта задача будет решаться все легче и легче. В самом деле, увеличение начальной скорости ракеты у поверхности Земли, например, с 7,9 до 10 километров в секунду поднимет «потолок» спутника на три экваториальных радиуса, в то время как дальнейшее увеличение этой скорости на один

¹⁾ Напомним, что ближайшая от Земли точка лунной орбиты называется перигеем (и соответствующее расстояние — перигейным расстоянием), а наиболее удаленная точка — апогеем (и расстояние — апогейным). В дальнейшем мы будем по аналогии пользоваться этими же терминами и для орбит искусственных спутников.

километр в секунду повлечет за собой подъем «потолка» на 25 радиусов Земли (рис. 5). Таким образом, при скорости 11 километров в секунду ракета будет уже долетать до половины расстояния между Землей и



Луной, оставаясь по-прежнему искусственным спутником Земли.

Каковы же законы движения искусственных спутников, вращающихся не по круговым, а по эллиптическим орбитам? Естественно, что законы движения планет Кеплера применимы и в этом случае.

В соответствии с первым законом Кеплера один из фокусов эллипса, по которому будет двигаться искусственный спутник Земли, будет находиться в центре нашей планеты; второй фокус, как это следует из геометрических зависимостей, будет расположен на таком же расстоянии от апогея орбиты спутника, на каком центр Земли находится от его перигея.

Что касается периодов обращения таких спутников, то они будут определяться теми же зависимостями, что и периоды обращения по круговым орбитам при условии замены радиусов кругов большими полуосями эллиптических орбит. Следовательно, если большая ось эллиптической орбиты спутника равна поперечнику круговой орбиты

Рис. 5. Зависимость формы орбиты ракеты от начальной скорости.

другого спутника, то периоды обращения обоих спутников вокруг Земли будут равны (рис. 6). Это вытекает из третьего закона Кеплера.

Величина же малой оси эллипса не оказывает никакого влияния на период обращения спутника. Она

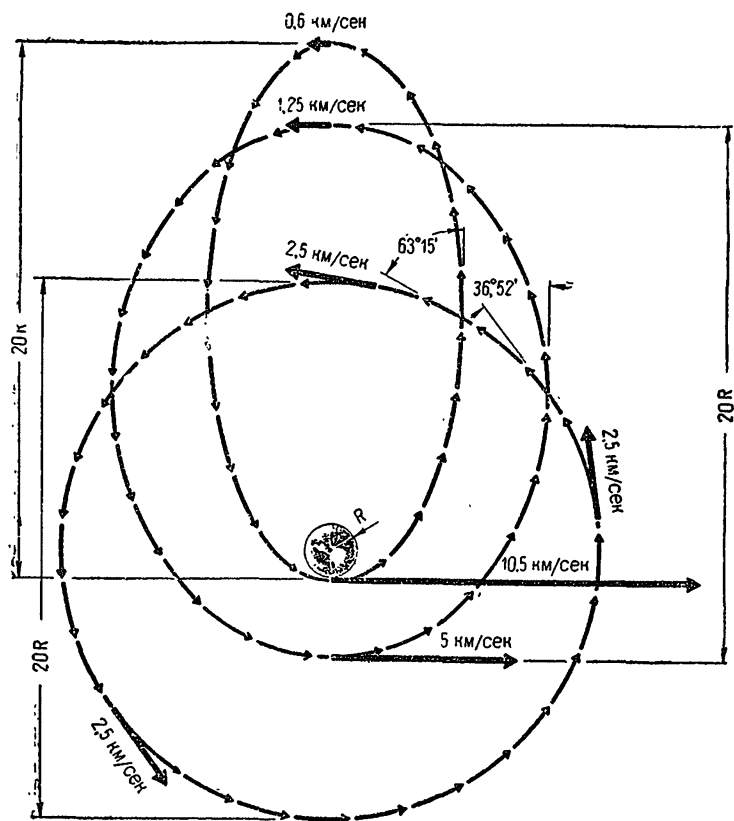


Рис. 6. Периоды обращения искусственных спутников по каждой из изображенных орбит одинаковы, так как большие оси этих орбит равны, а величина малой оси не влияет на период обращения.

влияет лишь на скорость движения спутника по своей орбите. В самом деле, согласно законам небесной механики, если на некотором расстоянии от центра планеты искусственные спутники движутся с одной и той же ско-

ростью, то независимо от направления их движения большие полуоси их орбит должны быть одинаковы. Но чем меньше малая ось эллипса (при постоянной большой оси), то есть чем эллипс более сплюснут, тем меньше его



Рис. 7. Аналогия между законом движения спутника по своей орбите и правилом рычага.

длина. А так как период обращения при постоянной большой оси постоянен, то чем более сплюснута орбита, тем больше и средняя скорость орбитального движения спутника.

Интересно также отметить, что чем меньше малая ось, то есть чем больше так называемый эксцентриситет эллипса ¹⁾, тем быстрее движется спутник в перигее и тем

¹⁾ Эксцентриситет эллипса — отношение расстояния между фокусами эллипса к длине большой оси.

медленнее — в апогее. Эти крайние скорости искусственного спутника связаны друг с другом очень простым соотношением. А именно, согласно второму закону Кеплера, в апогее скорость спутника меньше, чем в перигее, во столько раз, во сколько раз апогейное расстояние больше перигейного, то есть здесь имеет место такая же зависимость, как и между величинами сил и плеч в известном правиле рычага (рис. 7).

Вследствие сжатия Земли круговая орбита, огибающая полюсы, также будет несколько сплюсненной. Но в то время как для земного шара величина сжатия¹⁾ составляет примерно одну трехсотую, орбита искусственного спутника будет сплюснена в десять с лишним раз меньше.

6. Периодические искусственные спутники

Можно так запустить искусственный спутник, что он будет постоянно через определенное время появляться над одной и той же местностью. Такой спутник мы будем называть периодическим искусственным спутником. В самом деле, если за промежуток времени, в течение которого Земля делает один оборот по отношению к звездам, искусственный спутник совершит полное количество обращений, то он очутится над местностью, которую он уже облетал на звездные сутки раньше. Заметим, что звездные сутки короче «солнечных», так как по отношению к звездам Земля делает одно обращение вокруг своей оси не за 24 средние (солнечные) часа, а за 23 часа 56 минут 4 секунды. Разница между звездным и средним (солнечным) временем возникает из-за того, что Земля за год делает по отношению к Солнцу на один оборот вокруг своей оси меньше, чем по отношению к звездам. Поэтому звездный год на сутки продолжительнее солнечного, а звездные сутки на 3 минуты 56 секунд короче обычных.

Если, например, спутник будет делать в звездные сутки 16 оборотов вокруг Земли, то каждый полный оборот будет отнимать 90 звездных минут; этому количеству

¹⁾ Сжатием земного шара называется отношение разности $(a - b)$ экваториального (a) и полярного (b) радиусов к экваториальному радиусу $\left(\text{то есть величине } \frac{a - b}{a} \right)$.

звездных минут соответствует 1 час 29 минут 45 секунд обычного (солнечного) времени. Такой спутник будет двигаться по окружности, проходящей на высоте 265 километров над экватором Земли, и через звездные сутки вернется к исходной точке над поверхностью Земли.

Максимальное количество обращений искусственного спутника вокруг Земли в течение суток не может превысить, как легко подсчитать, семнадцати. Действительно, самый краткий период обращения, а именно период для нулевого искусственного спутника, составляет 5065 секунд. В течение же сидерических суток (длящихся 86 164 секунды) такой спутник успел бы совершить лишь $86\,164 : 5065 = 17,01$ оборота. Искусственный спутник, облетающий Землю ровно семнадцать раз в сутки, должен был бы пересекать экватор, пролетая на высоте двух

Таблица 3

Некоторые характеристики круговых и эллиптических орбит периодических «ежесуточных» искусственных спутников

Количество обращений за звездные сутки	Период обращения			Относительный радиус орбиты (относительная полуось) ¹⁾	Высота полета над экватором в километрах		
					для круговой орбиты	для эллиптических орбит	
	час.	мин.	сек.			наименьшая	наибольшая
17	1	24	28	1,0003	2	—	—
16	1	29	45	1,042	265	200	330
15	1	35	44	1,087	558	200	916
14	1	42	35	1,139	884	200	1568
13	1	50	38	1,196	1252	200	2304
12	1	59	40	1,262	1670	200	3140
11	2	10	33	1,337	2150	200	4100
10	2	23	36	1,424	2700	200	5200
9	2	39	34	1,528	3370	200	6520
8	2	59	30	1,653	4170	200	8140
7	3	25	9	1,807	5150	200	10 100
6	3	59	21	2,007	6420	200	12 640
5	4	47	13	2,261	8040	200	15 880
4	5	59	1	2,624	10 360	200	20 520
3	7	58	41	3,179	13 900	200	27 600
2	11	58	2	4,165	20 190	200	41 800
1	23	56	4	6,611	35 810	200	71 420

¹⁾ За единицу принимается экваториальный радиус Земли.

километров. Но, конечно, из-за большой плотности воздуха искусственный спутник на такой высоте неэсуществим.

В таблице 3 (на стр. 29) даны некоторые характеристики орбит периодических «ежесуточных» искусственных спутников, обращающихся по круговым и эллиптическим орбитам. В последнем случае допускается, что перигейное расстояние остается постоянным и равным 200 километрам. Если же перигей будет находиться на определенное количество километров выше, то при одинаковом периоде обращения искусственного спутника его апогей будет на такое же количество километров ниже (так как большая ось орбиты должна остаться прежней).

7. Условия видимости искусственных спутников

Можно ли будет следить за движением искусственного спутника невооруженным глазом?

Как известно, источник света силой в одну метрическую (стандартную) свечу может быть виден с расстояния 11 километров как звезда шестой величины (Бьюиссон, Франция; Друдэ, ФРГ, и др.). В этом случае слой воздуха, отделяющий глаз от световой точки, будет иметь большую массу, чем воздух, отделяющий наблюдателя на Земле от искусственного спутника.

С другой стороны, при нахождении Солнца в зените освещенность земной поверхности с учетом поглощения лучей атмосферой составляет 0,82 метрической свечи на квадратный сантиметр (Рассел, США). Силу же света одной метрической свечи будет иметь солнечный пучок сечением 1,22 квадратного сантиметра.

Отражательная способность алюминия или дюраля алюминия не ниже 0,8. Следовательно, отполированный алюминиевый шарик «в полнолунии» (то есть когда его освещенное Солнцем полушарие видно полностью) может быть замечен с упомянутого выше расстояния 11 километров как звезда шестой величины, если его сечение равно $1,22 : 0,8 = 1,52$ квадратного сантиметра, что соответствует диаметру 1,4 сантиметра.

Чем дальше находится шар, тем больше должен быть его диаметр для того, чтобы его яркость не ослабевала (прямая пропорциональность). Так, для видимости с рас-

стояния 1000 километров диаметр нашего алюминиевого шара должен быть в $1000 : 11 = 90,9$ раза больше, то есть иметь 1,27 метра.

В зависимости от условий наблюдения искусственный спутник шаровой формы может быть виден с Земли в разных фазах. Если, например, во время захода Солнца спутник будет находиться на горизонте со стороны, противоположной Солнцу, то он представится глазу наблюдателя подобно Луне в полнолунии. В зените же он будет виден в фазе одной четверти. В этом последнем случае его поперечник должен быть на 41,4 процента больше и составлять 1,79 метра. При такой величине шар будет отражать в сторону наблюдателя такое же количество лучистой энергии, как и меньший шар, так как площадь полукруга диаметром 1,79 метра равна площади круга с поперечником 1,27 метра.

Для того чтобы искусственный спутник был виден как звезда первой величины, его поперечник должен быть в десять раз больше.

Такую «звезду» можно было бы, однако, наблюдать только на рассвете и в сумерки, когда спутник залит солнечными лучами, а на поверхности Земли, где ведутся наблюдения, темно. Водяные пары и взвешенная в атмосфере пыль значительно ухудшают видимость спутника. Главное же, спутник будет трудно наблюдать из-за кратковременности периода его видимости. Для облегчения наблюдений искусственного спутника можно было бы покрыть его поверхность фосфоресцирующим веществом. Той же цели можно достигнуть освещением спутника либо изнутри, либо с помощью наземных прожекторов. Предполагается, что для обнаружения искусственного спутника при хороших атмосферных условиях достаточно будет зенитной прожекторной станции, оснащенной четырьмя фарами-гигантами, общей силой света около 4 миллиардов свечей.

8. Наблюдения искусственных спутников

Благодаря большой высоте полета искусственного спутника за его движением можно будет следить со значительной части поверхности Земли и в то же время с борта спутника будут видны огромные пространства земного шара. На условия наблюдения искусственного

спутника с Земли, а также Земли с искусственного спутника будет влиять ряд факторов: высота полета, направление движения, угол наклона орбиты к плоскости экватора, вращение Земли и т. д.

Для того чтобы вести наблюдения за искусственными спутниками из разных точек земного шара, нет необходимости запускать много спутников в различных направлениях. Достаточно, например, чтобы спутник один раз появился над Северным полюсом, и он, естественно, должен будет пролетать и над Южным полюсом. Путь такого спутника будет и в дальнейшем всегда пролегать над полюсами.

Представим себе искусственный спутник, облетающий по окружности земной шар шестнадцать раз в сутки на высоте 287 километров над полюсами (265 километров над экватором). С такой высоты Земля представится наблюдателю как огромный диск, занимающий большую часть небосвода: видна будет как бы «шапочка» нашей планеты диаметром 3700 километров. Эта «шапочка» будет все время перемещаться. За время одного обращения спутника Земля сделает одну шестнадцатую оборота около своей оси, и «шапочка» переместится на экваторе на $40\,000 : 16 = 2500$ километров. Таким образом, после 16 оборотов спутника в течение одних суток весь земной шар проплывет перед глазами наблюдателей как в дневном освещении, так и под покровом ночи. Заметим, что с высоты 25 километров — примерная рекордная высота современных самолетов — дальность видения составляет только 565 километров.

Если разделить площадь всей поверхности земного шара (510 миллионов квадратных километров) на ширину видимого с высоты пояса Земли ($565 \times 2 = 1130$ километров), то получается 452 тысячи километров. Такой приблизительно путь пришлось бы покрыть самолету, чтобы можно было обозреть весь земной шар. При скорости полета в одну тысячу километров в час для этого потребовалось бы 19 суток. Таким образом, искусственный спутник благодаря значительной высоте и большой скорости полета позволит примерно в двадцать раз быстрее, чем с помощью самолета, обозреть весь земной шар.

Если искусственный спутник будет пролетать над полюсами на высоте 210 километров, то, проделав 114 оборотов вокруг Земли, он лишь спустя неделю вернется к

местности, над которой уже пролетал. Такой спутник пересек бы экватор за неделю $114 \times 2 = 228$ раз. Тогда максимальное расстояние между местностями, над которыми будет пролетать спутник, а именно между местностями, расположенными на экваторе, не превысит 180 километров ($40\,076 \text{ км} : 228 = 175,6 \text{ км}$). Это даст возможность с большой точностью исследовать поверхность нашей планеты. Маршрут такого спутника за неделю показан на рис. 8—11 (стр. 34—37).

Вследствие вращения Земли искусственный спутник, пролетающий над полюсами, не будет двигаться вдоль меридианов даже при небольшой высоте полета. Проекция траектории такого спутника на земной шар будет представлять собой волнистую линию, напоминающую букву S, а еще больше — математический знак интеграла $\int$ с верхним и нижним концами на полюсах Земли.

Если искусственный спутник будет огибать земные полюсы, делая при этом полное обращение за звездные сутки, то проекция его пути на поверхность земного шара будет представлять собой большую «восьмерку» с самопересечением на экваторе. Самую большую ширину, равную четверти длины параллели, эта «восьмерка» будет иметь на параллелях, соответствующих 45 градусам северной и южной широты. На рис. 12 показаны проекции траекторий трех таких искусственных спутников, двигающихся в плоскостях, пересекающих экватор на равные дуги. Эти проекции вычерчивают на поверхности земного шара три восьмерки.

Спутник можно запустить таким образом, чтобы он только однажды пролетал над определенной точкой поверхности земного шара и больше никогда над этой точкой не появлялся. Для этого искусственный спутник должен иметь период обращения, несоизмеримый со временем одного оборота Земли вокруг своей оси или, иначе говоря, должен за звездные сутки совершить иррациональное число обращений, например $11\sqrt{2} = 15,556\dots$ или $5\pi = 15,707\dots$

Для того чтобы спутник мог появиться над данной территорией, его орбита, как легко понять, должна быть наклонена к плоскости экватора под углом, равным или большим географической широты местности.

В момент восхода (и захода) искусственный спутник будет двигаться по отношению к наблюдателю, находя-

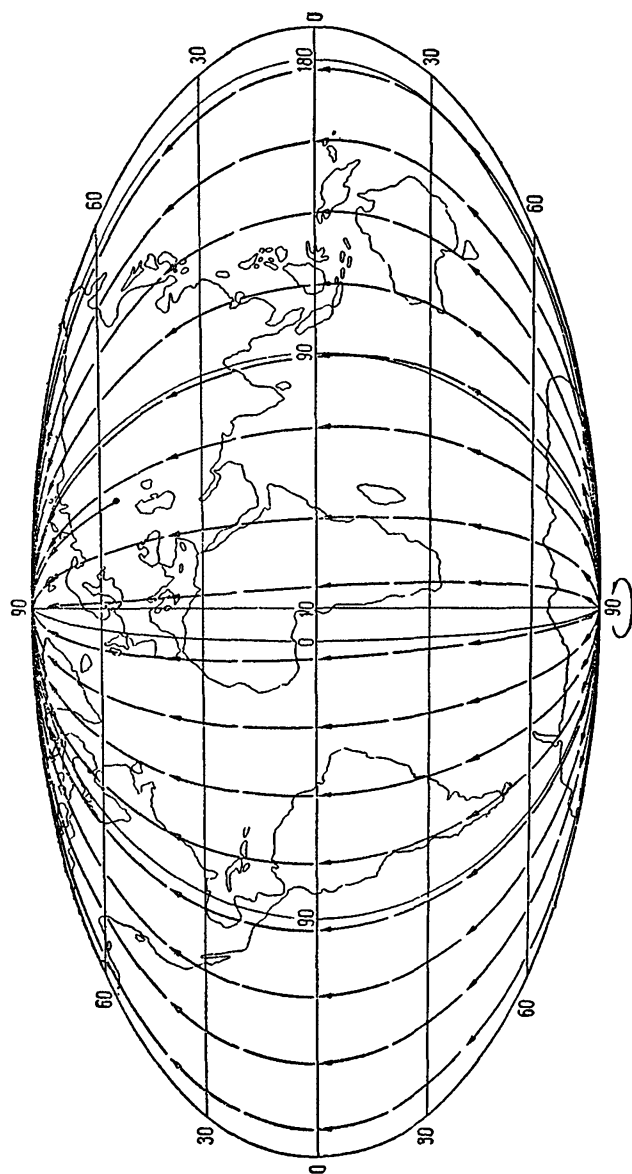


Рис 8 В течение первых суток искусственный спутник, пролетающий над полюсами на высоте 210 километров, успеет облететь вокруг Земли почти семнадцать раз. Здесь показана в проекции на земную поверхность та часть его пути, которую он проделает при солнечном освещении, когда наблюдатель, находящийся на нем, сможет хорошо видеть Землю.

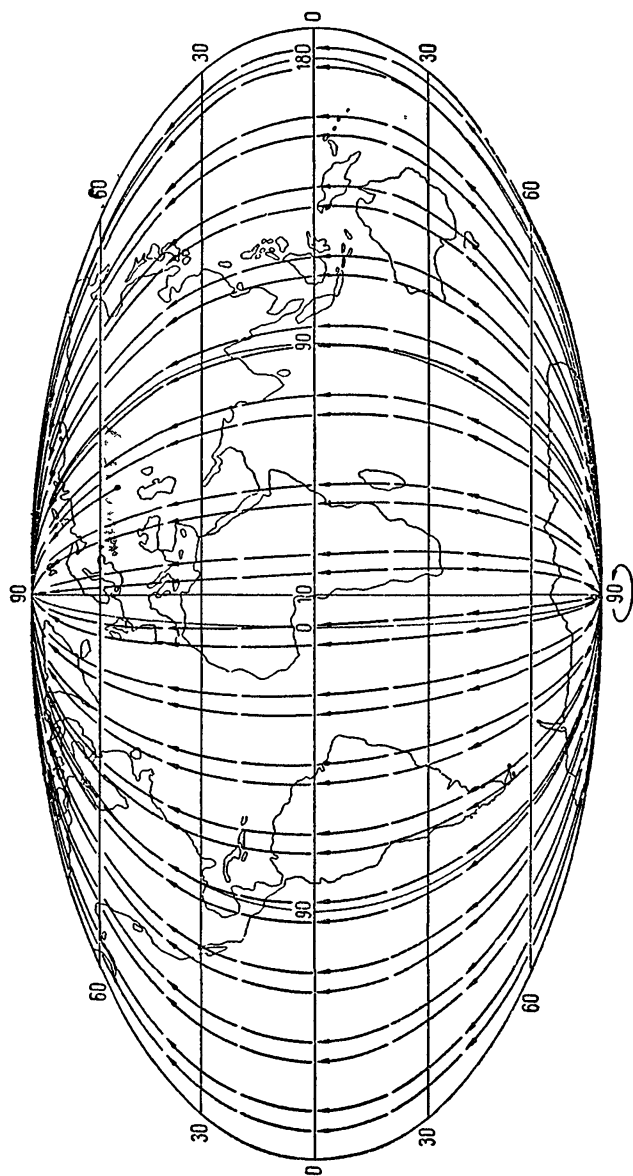


Рис 9 Путь искусственного спутника при солнечном освещении в проекции на поверхность Земли за 2 суток

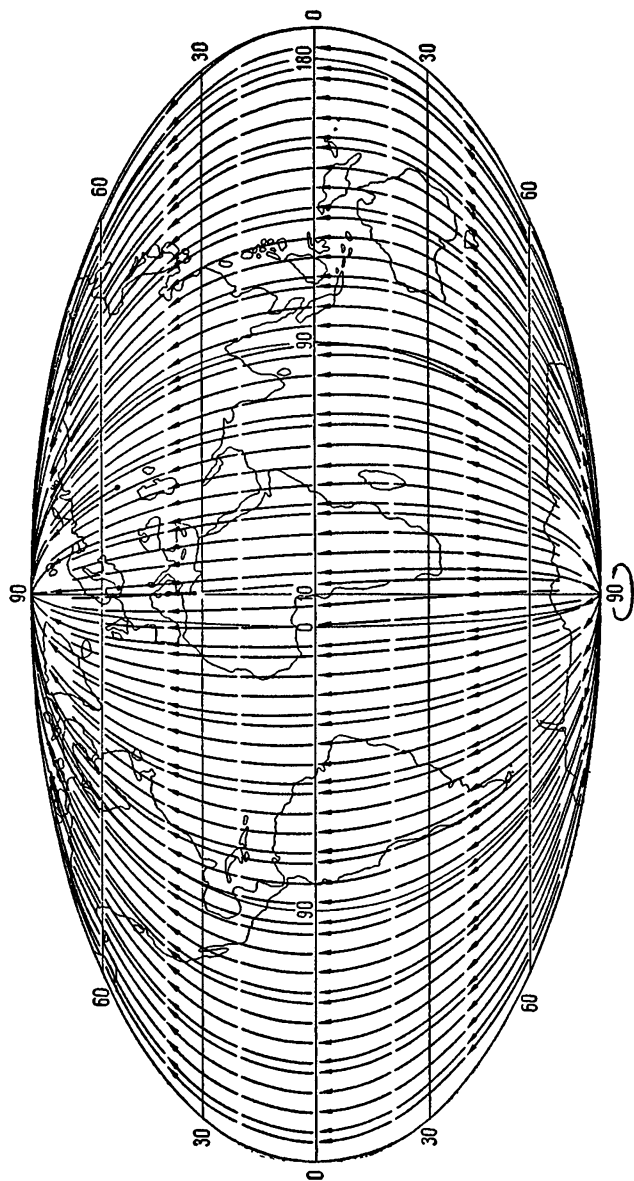


Рис 10 Путь искусственного спутника при солнечном освещении в проекции на земную поверхность за 4 суток.

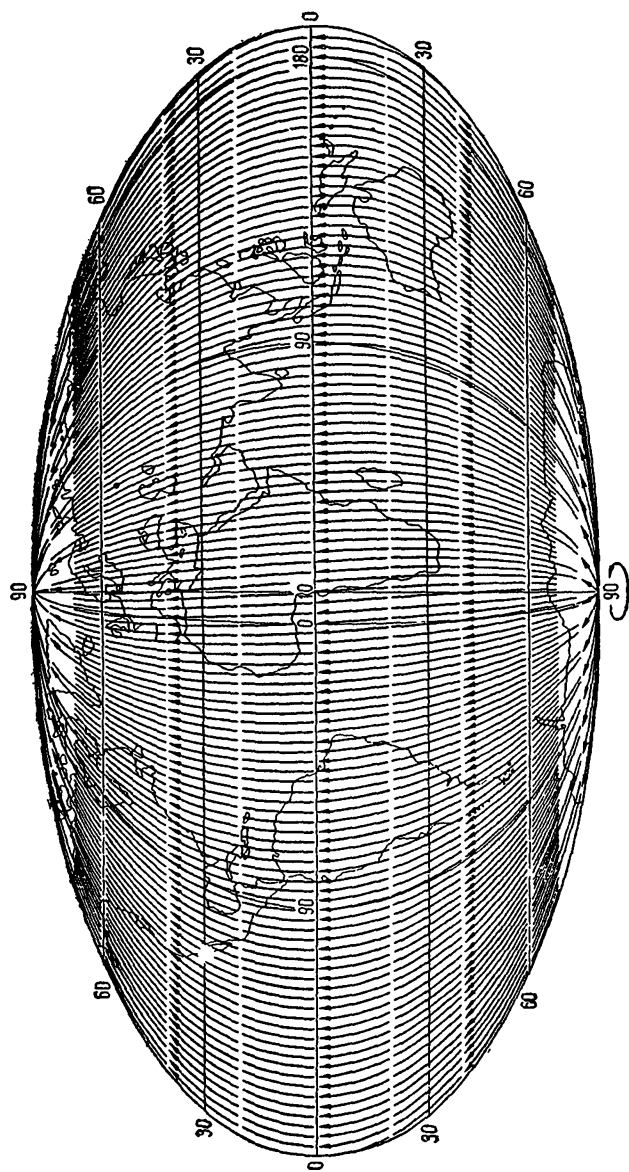


Рис. 11 За неделю искусственный спутник опояшет Землю в солнечном освещении от полюса до полюса сто четырнадцать раз. Сетка маршрутов так густа, что промежутки между соседними линиями составляет всего $3^{\circ}9'$.

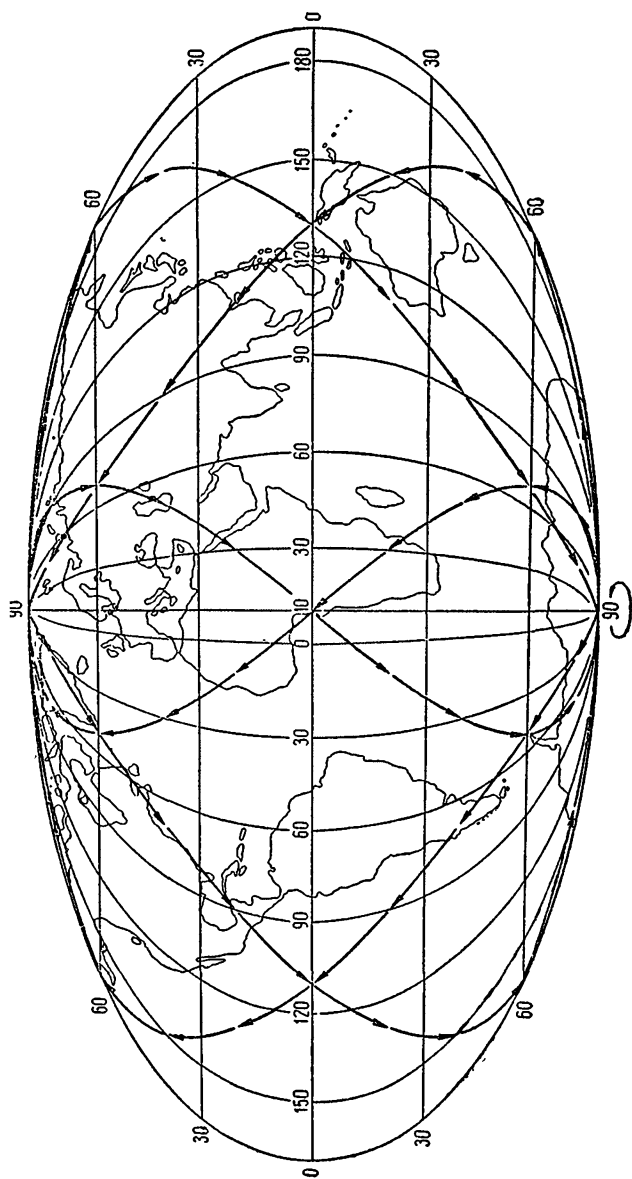


Рис. 12. Проекция на поверхность земного шара траекторий трех спутников, движущихся в плоскостях, делящих экватор на равные дуги (по 60°). Спутники огибают земные полюсы, делая один полный оборот за звездные сутки.

щемуся в плоскости его орбиты, с такой же кажущейся угловой скоростью, с какой он в действительности движется вокруг Земли. Но по мере восхождения спутника его угловая скорость относительно наблюдателя (скорость кажущегося движения спутника на небесной сфере) будет быстро расти, причем нарастание скорости будет тем стремительнее, чем ниже пролегает орбита спутника. Если, например, высота движения спутника равна радиусу Земли, то скорость его углового движения относительно наблюдателя в зените будет вдвое больше, чем на горизонте. Для спутника же, двигающегося на высоте трехсот километров, скорость его углового движения в момент его наблюдения в зените будет уже в 22 раза больше угловой скорости относительно наблюдателя на горизонте. Если бы действительная угловая скорость спутника относительно центра Земли была такой же, какой она кажется в этот момент наблюдателю, то спутник сделал бы полный оборот вокруг Земли за четыре минуты.

Обогнув в зените наблюдателя, искусственный спутник начнет замедлять свое относительное движение и в момент захода его угловая скорость движения упадет до величины, которую она имела при восходе.

Заметим, кстати, что угловая скорость Луны относительно наблюдателя также меняется по мере перемещения Луны по небосводу. Однако вследствие большой удаленности Луны от Земли изменение этой угловой скорости незаметно: в зените она только на 1,7% больше, чем на горизонте.

Чем больше будет высота полета спутника, тем с большей части поверхности Земли он будет виден. Так, например, спутник, летящий на высоте 200 километров, будет виден с территории, имеющей радиус 1500 километров. При высоте же полета в 1000 километров радиус видимости расширится вдвое (см. таблицу 4). В таблице 4 указаны также минимальные линейные размеры деталей искусственного спутника, различимых с Земли простым глазом, в бинокль с 15-кратным увеличением и в телескоп с 500-кратным увеличением.

Продолжительность наблюдения искусственного спутника с определенного пункта Земли будет также тем больше, чем больше высота полета спутника. Так, например, спутник, летящий на высоте трехсот километров, будет виден в течение девяти минут, на высоте пятисот

километров — в течение одиннадцати минут, а на высоте тысячи километров — в течение семнадцати минут. В течение такого же промежутка времени сможет осуществляться радиосвязь со спутником, поскольку для этой цели пригодны только короткие радиоволны, пронизывающие всю толщу атмосферы и действующие лишь в радиусе оптической видимости (как радиоволны телевидения). (Более подробно о радиосвязи спутника с Землей будет рассказано на стр. 162—164.)

Таблица 4

Условия наблюдения искусственных спутников

Высота полета искусственного спутника в километрах	Диаметр площади, с которой виден искусственный спутник ¹⁾ , в километрах	Минимальные линейные размеры в метрах, различимые на искусственном спутнике при наблюдении		
		простым глазом	в бинокль с 15-кратным увеличением	в телескоп с 500-кратным увеличением
0	0	—	—	—
200	3154	58,2	3,88	0,116
300	3838	87,3	5,82	0,175
400	4404	116,4	7,76	0,233
500	4894	145,5	9,70	0,291
1000	6719	291,0	19,4	0,582
2000	8999	582,0	38,8	1,164
3000	10 497	873,0	58,2	1,746
4000	11 595	1164	77,6	2,328
5000	12 447	1455	97,0	2,910
6000	13 132	1745	116,4	3,490
6378	13 358	1855	123,7	3,710
7000	13 698	2036	135,7	4,072

Некоторое влияние на продолжительность видимости искусственного спутника имеет явление рефракции — преломления световых лучей в земной атмосфере. Как известно, вследствие этого явления небесные тела кажутся выше своего действительного положения на небе. Поэтому наблюдатель видит восход светила раньше, а заход позже, чем это было бы, если бы не было атмосферы. Таким образом, общая продолжительность видимости искусственного спутника вследствие рефракции увеличивается.

Рассмотрим сначала влияние рефракции на наблюдение спутника, орбита которого проходит над полюсами,

¹⁾ Точнее, измеренная по большому кругу длина дуги шарового сегмента, с которого виден спутник.

если сам наблюдатель находится на одном из полюсов. При этом, естественно, не должно сказываться вращение Земли. Математический расчет показывает, что продолжительность видимости спутника вследствие рефракции должна увеличиться, по крайней мере, на 17 секунд. Это увеличение будет тем больше, чем больше высота, на которой движется спутник. На высоте, равной половине радиуса Земли, оно составляет полминуты, на высоте полутора радиусов — 1 минуту, на расстоянии 5—6 радиусов от земной поверхности — 4—5 минут, а на расстоянии Луны — более 2 часов. Далее с увеличением расстояния до спутника это время теоретически растет до бесконечности.

Посмотрим теперь, как влияет в связи с рефракцией вращение Земли на продолжительность видимости экваториального искусственного спутника, если наблюдатель находится на экваторе.

Допустим сначала, что искусственный спутник обращается вокруг Земли в направлении, обратном ее вращению. Влияние рефракции при этом оказывается менее ощутимым, чем в случае полюсного спутника. Так, при высоте полета, равной 5—6 радиусам Земли, удлинение периода видимости спутника составляет лишь немногим более 2 минут, а на расстоянии Луны оно уже в тридцать раз меньше, чем в предыдущем случае, и составляет 4 минуты 32 секунды. Далее с увеличением расстояния до спутника влияние рефракции медленно возрастает, однако удлинение периода видимости спутника не может все же превысить 4 минуты 42 секунды (теоретический случай — в бесконечности).

Совсем другая картина обнаруживается, когда направление движения спутника совпадает с направлением вращения Земли. Тогда на всех высотах полета спутника влияние рефракции будет более значительным, чем в двух предыдущих случаях. Так, для высоты в полтора радиуса Земли увеличение периода видимости составит приблизительно полторы минуты. Восход спутника, обращающегося на расстоянии 41 300 километров от центра Земли, можно было бы наблюдать на 1 час 12 минут раньше, чем если бы не было атмосферы, так что период видимости увеличился бы из-за рефракции на 2 часа 24 минуты. При высоте полета, еще на 800 километров большей, вследствие рефракции период видимости удлинился бы на 1 день

4 часа 44 минуты. Далее этот прирост возрастает очень быстро, стремясь к бесконечности (для стационарного искусственного спутника).

Ниже (стр. 44) мы увидим, что спутники с орбитами, расположенными за стационарной орбитой, будут казаться наблюдателю движущимися в направлении, противоположном их истинному движению. Для них по мере увеличения радиуса орбиты влияние рефракции будет сказываться все меньше и меньше. Если при высоте полета, равной шести радиусам Земли, удлинение периода видимости спутника вследствие рефракции составляло бы еще около часа, то для высоты в девять радиусов оно было бы уже равно 10 минутам. Далее влияние рефракции продолжало бы уменьшаться, так что для бесконечно удаленного спутника (теоретический случай, соответствующий влиянию рефракции на период видимости звезд) увеличение периода видимости составило бы 4 минуты 42 секунды.

Заметим, что для наблюдателя, находящегося не на экваторе, влияние рефракции на период видимости экваториального спутника было бы еще более чувствительным, и притом тем значительнее, чем дальше от экватора находился бы наблюдатель.

Рефракция зависит также от атмосферного давления и температуры воздуха. Период видимости спутника возрастает с повышением давления и падением температуры воздуха. Приводившиеся выше результаты получены для давления атмосферы в 760 миллиметров ртутного столба и для температуры воздуха 10°C .

Все сказанное показывает, что при наблюдении искусственных спутников рефракция должна сыграть значительно большую роль, чем при наблюдении небесных тел.

Взаимное перекрытие полос поверхности Земли, видимых с искусственного спутника, при двух последовательных пересечениях экватора будет зависеть от угла наклона траектории спутника к плоскости экватора. Чем меньше будет этот наклон, тем больше будет указанное перекрытие вблизи экватора и тем меньше в высоких широтах. Следовательно, чем меньше наклон орбиты спутника к экватору, тем чаще он будет виден с экваториального пояса и тем реже в местностях, расположенных севернее или южнее.

Может ли раз замеченный искусственный спутник потом неожиданно появиться над какой-либо территорией? Нет, не может. Достаточно установить координаты спутника в определенный момент, отметить в этот момент скорость и направление его движения, чтобы впредь для любого момента времени можно было определять с помощью расчета местонахождение спутника и предусмотреть его появление, если, конечно, направление или скорость движения спутника не будут изменяться с помощью ракетного двигателя.

Чтобы полностью определить орбиту искусственного спутника, достаточно также измерить высоту его полета в перигее, а затем высоту в той точке орбиты, где он окажется, пройдя дугу эллипса в 90° с вершиной угла в центре Земли. Пусть, например, высота полета искусственного спутника в перигее оказалась равной 622 километрам, а после того, как он описал дугу в 90° на небесной сфере, — 1182 километрам. Математический расчет позволит по этим данным определить апогейное расстояние (оно будет равно 8218 километрам от центра Земли и 1840 километрам над экватором), а также другие элементы орбиты (например, малую полуось — 6911 километров, эксцентриситет — 0,08 и т. д.). Сидерическое время обращения по такой орбите должно составить 1 час. 50 минут.

Заметим, что если после четверти оборота спутника на небесной сфере его расстояние от центра Земли удвоится, то это будет означать, что тело движется по параболической орбите, то есть, по существу, не является спутником, так как должно покинуть сферу земного притяжения, чтобы никогда не вернуться к нашей планете.

Определить орбиту спутника можно и не измеряя высоту его местонахождения после четверти оборота на небесной сфере; для этого достаточно только заметить время, в течение которого была совершена эта четверть оборота. Если, например, для этого потребовалось 23 минуты 17 секунд, а высота перигея была равна десятой части экваториального радиуса, то математический расчет показывает, что сидерический период обращения такого спутника равен 2 часам 29 минутам 17 секундам, эксцентриситет его орбиты равен 0,3, апогей расположен на высоте 6656 километров и т. д.

Такие пересекаемые экватором страны, как Индонезия, Бразилия, Колумбия и другие, могли бы построить

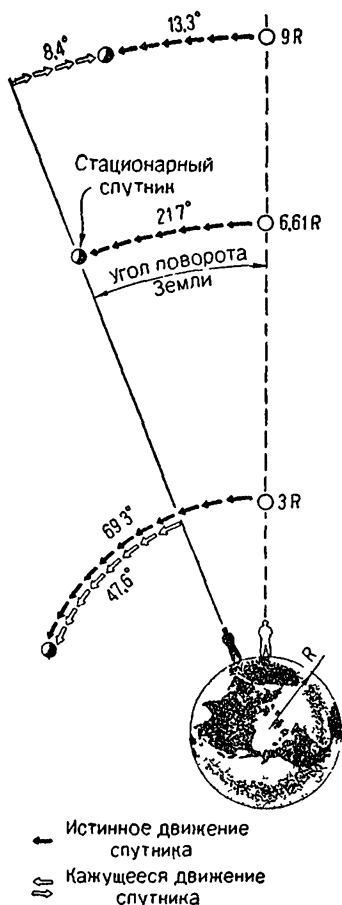


Рис. 13 Направление движения искусственных спутников относительно наблюдателя на Земле зависит от высоты их полета. Спутники, расположенные ниже стационарного, будут казаться движущимися в восточном направлении, расположенные же выше — в западном, хотя и те и другие в действительности движутся на восток.

спутники, висящие «неподвижно» над территорией страны или же «качающиеся» над ней (в случае, когда плоскость орбиты образует небольшой угол с плоскостью экватора). Но если надо будет соорудить спутник-обсерваторию для обследования территории СССР, то такой спутник непременно должен будет пролетать и над другими странами.

Если искусственный спутник будет запущен в плоскости экватора в направлении, обратном вращению нашей планеты, то по отношению к наблюдателю с Земли он будет двигаться с востока на запад и притом с тем меньшей скоростью, чем больше высота его полета. Если же запустить спутник в направлении вращения Земли, то по отношению к наблюдателю он будет двигаться в двух возможных направлениях. Из рис. 13 видно, что на небольших высотах его угловая скорость будет больше угловой скорости Земли и спутник будет двигаться по отношению к земному наблюдателю в направлении, обратном направлению движения небесных светил. Интересно отметить, что подобное явление наблюдается на Марсе при движении его спутника Фобоса (конечно, по отношению к гипотетическому наблюдателю). Но по мере увеличения высоты полета относительная угловая скорость спутника будет уменьшаться, пока,

наконец, не станет равной нулю для стационарного спутника. При дальнейшем увеличении высоты полета искусственного спутника наблюдателю с Земли будет казаться, что спутник движется в западном направлении, хотя по отношению к небосводу он будет двигаться на восток. И чем дальше будет находиться искусственный спутник, тем больше величина его относительной угловой скорости будет приближаться к угловой скорости Земли.

Экваториальный искусственный спутник, движущийся в восточном направлении, можно будет наблюдать до семнадцати раз в сутки, а движущийся в западном направлении — до девятнадцати раз в сутки. Однако «восточный» экваториальный спутник, движущийся по окружности, близкой к стационарной орбите, будет иметь столь длительный синодический период обращения, что в течение человеческой жизни с экватора можно будет отметить только один оборот спутника, хотя в действительности (по отношению к небосводу) он проделает за это время многие тысячи оборотов. Причиной этого являются почти одинаковые угловые скорости такого искусственного спутника и самой Земли.

Один и тот же искусственный спутник может пролетать над данной местностью то с юга на север, то с севера на юг, но не потому, что спутник вдруг изменяет направление своего движения, — это невозможно, — а потому, что если за время, отделяющее одно наблюдение от другого, Земля сделала пол-оборота, то кажущееся направление спутника изменится на противоположное.

Остановимся в заключение на возможностях наблюдения американских искусственных спутников, запуск которых проектируется в ближайшее время. По проекту, носящему название «Авангард», предусматривается запуск 10—12 орбитальных ракет¹⁾, причем допускается, что примерно половина из них превратится в спутники.

Из печати известно, что США отказались от первоначального проекта запуска спутников на орбиту, огибающую полюсы, так как на больших широтах расположено сравнительно мало обсерваторий, с которых можно было

¹⁾ Орбитальная ракета — ракета, способная развить достаточную скорость для перехода на круговую или эллиптическую орбиту, в частности ракета, способная превратиться в искусственный спутник Земли.

бы наблюдать за движением спутника. Согласно новым проектам спутник будет облетать Землю в поясе, расположенном между 40° северной широты и 40° южной широты. Таким образом, он будет облетать большую часть Северной и Южной Америки, всю Африку, Австралию и южную часть Азии, включая советские территории, расположенные южнее Еревана, Баку и Ташкента (ввиду большой высоты полета теоретически спутник сможет быть наблюдаем на горизонте даже из Москвы).

Спутник будет снабжен постоянно работающим радиопередатчиком мощностью 10 милливатт, и его сигналы можно будет улавливать на расстоянии, превышающем 1000 километров. Для передачи предварительно выбрана волна в 100 мегагерц. В настоящее время эта частота уточняется и после окончательного установления будет доведена до всеобщего сведения с целью привлечения к наблюдениям радиолюбителей.

Для радионаблюдения за траекторией взлета орбитальной ракеты будет установлено в радиусе 1600 километров от места старта не менее двадцати наблюдательных станций. Результаты наблюдений будут иметь точность до 1 процента. Для наблюдения за движением искусственного спутника во время его полета по инерции будет использована система радиотриангуляций «Минитрак». Сравнивая продолжительность прохождения радиосигнала от искусственного спутника до антенн, расположенных в разных точках, можно будет вычислить местонахождение спутника. Наблюдение искусственного спутника будет вестись также оптическим путем: не менее двенадцати американских стратегических баз и специально построенных наблюдательных станций будут систематически производить фотосъемку искусственного спутника. За движением спутника будут следить также обсерватории других стран — участниц Международного геофизического года. Результаты радионаблюдений, а также оптических наблюдений будут передаваться для обработки на централизованную счетную станцию. Фотографический метод позволит определять местонахождение искусственного спутника с точностью до 9—12 метров.

Предполагается, что с искусственного спутника сначала будут приняты радиосигналы. На основании полученных данных счетная станция за время от четверти часа до получаса определит орбиту спутника, и результат

будет немедленно передан по радио, что даст возможность найти спутник визуально.

Невооруженным глазом спутник будет восприниматься как звезда пятой-шестой величины. Но не следует думать, что искусственный спутник можно будет наблюдать так же просто, как любое другое небесное тело. Спутник будет виден в зените только при очень прозрачном воздухе и только в том случае, если он будет проходить через перигей в сумеречное время. Большую помощь сумеют оказать астрономы-любители, располагающие небольшими телескопами. Эта помощь будет особенно ценна для определения элементов орбиты спутника в самом начале его движения по пассивному участку траектории, а также при наблюдении траектории спутника после его погружения в более или менее плотные слои атмосферы, когда скорость полета и характер траектории будут быстро меняться.

Американские орбитальные ракеты намечается запустить с базы военно-воздушных сил на мысе Канаверал (восточный берег Флориды). Координаты места старта ракет. $28^{\circ}28'$ северной широты, $80^{\circ}33'$ западной долготы. Спутник сможет просуществовать несколько недель или даже месяцев. Крайний срок, который указывается, равен одному году. (Расхождения в расчетах объясняются неточными сведениями о плотности атмосферы на больших высотах.)

III ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ИСКУССТВЕННЫХ СПУТНИКОВ

1 Летающие обсерватории и лаборатории

Искусственный спутник — это, по сути дела, по удачному выражению американского ученого Каплана, долголетающая ракета. В то время как исследования, проводимые с помощью высотных ракет, ограничены не только во времени (несколько минут), но и в пространстве, с помощью спутников можно будет в течение длительного времени исследовать неограниченные пространства.

Искусственные спутники будут прежде всего полезны в качестве летающих обсерваторий для наблюдения земной поверхности. На искусственном спутнике можно установить точные приборы, которые автоматически будут вести наблюдения над природными явлениями, происходящими в верхних слоях атмосферы и во вселенной. Эти приборы будут автоматически записывать результаты своих наблюдений и с помощью радио передавать их на Землю. Наши познания о мировом пространстве обогатятся тогда многими данными, которых не удастся сейчас получить с помощью приборов, запускаемых на высотных ракетах.

Выше, рассказывая об условиях видимости искусственного спутника с Земли, мы указали минимальные линейные размеры деталей спутника, видимые при наблюдении простым глазом, в бинокль и в телескоп (см таблицу 4 на стр. 40). Теоретически такие же в точности соотношения получаются и при наблюдении поверхности Земли с летящего искусственного спутника. Так, например, с искусственного спутника, летящего на высоте 200 километров, в призмный бинокль с увеличением в пятьдесят раз будут видны наземные объекты диаметром



Рис. 14 (к стр. 49). Вид земной поверхности с высоты 225 километров. Комбинированный снимок сделан автоматически с ракеты «Викинг-11».

4 метра Однако вследствие быстрого движения спутника изображение необходимо будет фиксировать с помощью специального механизма Весьма трудно также будет различать детали земной поверхности на горизонте Таким образом, практически радиус видимости с борта искусственного спутника будет в несколько раз меньше, чем указано в таблице 4

Как же будет выглядеть Земля с высоты полета искусственного спутника? Это мы знаем уже сегодня Рис 14 представляет собой фотографию участка поверхности Земли с высоты 225 километров, полученную с помощью высотной ракеты (Снимок составлен из трех фотографий, заснятых с интервалами в несколько секунд) Поверхность заснятой территории — полтора миллиона квадратных километров Горизонт находится на расстоянии 1800 километров от объектива Примерно то же самое увидит наблюдатель с орбитальной обсерватории Заметим, кстати, что удалось получить фотографии земной поверхности и с больших высот

Искусственные спутники будут полезны для метеорологических наблюдений Они позволят следить за распространением и передвижением облаков, определять характер облачного покрова Земли, границы теплых и холодных воздушных масс и распространения бурь Даже на суше, которая занимает менее 30 процентов земной поверхности, ощущается недостаток в метеорологических станциях Тем более современная метеорология не располагает для прогноза погоды достаточными данными с огромных водных пространств земного шара

Плотность верхних слоев атмосферы можно будет определять при помощи искусственных спутников, даже не снабженных какой-либо аппаратурой Для этого будет достаточно визуальное или радиолокационное наблюдение за движением спутника В самом деле, пусть спутник запущен по эллиптической орбите с перигеем, расположенным в верхних слоях атмосферы Вследствие сопротивления атмосферы апогеи орбиты спутника постепенно будут снижаться и после определенного количества обращений траектория спутника станет круговой, затем спутник начнет быстро падать по спирали на поверхность Земли Наблюдение за изменением элементов орбиты запущенного указанным способом спутника позволит точно определить степень замедления его движения Зная же массу

размеры и форму спутника, можно будет вычислить величину лобового сопротивления, испытываемого спутником при его движении, и, наконец, по этим данным определить плотность воздуха. Колебания орбитальной скорости спутника дадут возможность судить о распределении молекул по пути его следования.

Спутник может периодически выбрасывать пары натрия, которые сильно светятся в солнечных лучах (Зингер, США). По процессу распространения натриевого следа можно будет судить о температуре высоких слоев атмосферы, а искривление натриевого «облака» послужит основанием для определения скорости ветра на данной высоте.

Подобно тому как метеорологические станции при наличии соответствующего оборудования позволяют измерять разные метеорологические элементы на расстоянии (так называемые дистанционные метеостанции), так и искусственные спутники позволят определять температуру, давление, плотность воздуха и ионизацию (распространение ионов или электронов) на разных высотах, а также измерять радиацию и альбедо¹⁾ Земли. Последнее колеблется в очень широких пределах, главным образом из-за изменчивости облачного покрова Земли. С искусственного спутника нетрудно будет определить эту величину для разных широт и времен года.

В то время как видимое излучение Солнца является почти постоянным, его ультрафиолетовая радиация меняется в широких пределах, и с этой точки зрения Солнце напоминает переменную звезду. Для изучения ультрафиолетовых и рентгеновских лучей Солнца могут применяться счетчики фотонов Гейгера или светочувствительные пластинки с соответствующими фильтрами.

Уже с помощью высотных ракет, которые остаются в верхних слоях атмосферы всего несколько минут, в последние годы удалось установить, что солнечная постоянная, то есть интенсивность солнечного излучения перед его проникновением в земную атмосферу, примерно на 3 процента больше, чем это было принято до сих пор, и составляет 2 калории на квадратный сантиметр в минуту. Непрерывное определение солнечной радиации и

¹⁾ Альбедо — число, показывающее, какую часть получаемого от Солнца света отражает планета (или спутник).

сопоставление этой величины с излучением Земли позволяют периодически составлять баланс лучистой энергии для нашей планеты и установить причины спада и возрастания интенсивности различных радиаций. Ультрафиолетовые излучения Солнца можно косвенно изучать по изменениям состояния ионосферы. При помощи же искусственного спутника можно будет непосредственно определить связь между деятельностью Солнца и ионизацией атмосферы. Все это окажет существенную помощь для правильного прогноза не только погоды, но и условий радиосвязи.

Ввиду того что расстояние между искусственным спутником и приемной земной радиостанцией будет постоянно меняться и толщина разделяющего их слоя воздуха будет то увеличиваться, то уменьшаться, будет меняться также количество ионов, расположенных между радиопередатчиком и радиоприемником. Соответственно с этим будет также меняться характер радиосигналов, получаемых с искусственного спутника при разных его положениях относительно приемной станции, что и позволит судить о состоянии ионосферы.

Искусственные спутники смогут также служить для ретрансляции ультракоротких волн, в частности для телевизионных передач на большие расстояния. Однако из-за сложности аппаратуры и потребности в мощных источниках электроэнергии такое применение на первых порах еще не предусматривается.

Судовые радиостанции со сравнительно небольшим радиусом действия сумеют держать связь с Большой Землей при посредстве искусственного спутника, который может ежедневно появляться над горизонтом. Заметим, что такая связь может осуществляться также при помощи световых сигналов, которые гораздо легче пробивают атмосферу, когда они направлены вверх, так как они сокращают себе таким образом путь в поглощающей среде.

Установлено, что земная атмосфера на больших высотах светится. Днем даже на высоте 120 километров небосвод не является черным. На такой высоте свечение неба составляет 4 процента соответствующей величины на уровне моря в зените. Свечение неба не прекращается и ночью, когда диссоциированные днем молекулы кислорода, азота и других газов восстанавливаются, выделяя при этом определенное количество энергии.

На борту обращающегося вокруг нашей планеты спутника можно будет исследовать изменения собственного излучения земной атмосферы в зависимости от времен года и географических координат. За пределами атмосферы легче изучить полярные сияния, а также зодиакальный свет¹⁾, поскольку свечение высоких слоев атмосферы искажает нормальную картину этого явления. Станет возможным подробное исследование так называемого «газового хвоста Земли» — длинного выступа самых верхних слоев атмосферы на стороне Земли, приблизительно противоположной Солнцу.

Особое применение будут иметь разновысокие искусственные спутники. Такие спутники, движущиеся по эллиптическим орбитам, будут то подниматься в более разреженные слои ионосферы, то опускаться в более плотные слои воздуха. Это позволит вести наблюдения на разных высотах и заполнить пробелы, имеющиеся в наших знаниях о солнечной радиации, о диссоциации молекулярного кислорода и азота на разных высотах, о распределении озона, о магнитном поле Земли и ионосферических бурях и т. п. Так, например, еще не известны на всех высотах самые короткие волны, обнаруживаемые в солнечном спектре, и еще менее изучено распределение заряженных частиц в зависимости от высоты.

Даже ночью атмосфера мешает производить астрономические фотосъемки очень слабых небесных объектов с помощью астрографов, днем же воздушная оболочка Земли делает полностью невозможным наблюдение звездного неба. Но на высоте полета искусственного спутника атмосфера уже не искажает астрономических наблюдений.

На Земле в затененных от Солнца местах абсолютная темнота не наступает, так как атмосфера рассеивает солнечный свет, и потому солнечные лучи в той или иной мере все же попадают в полосу тени. Пространства же вне атмосферы, расположенные в тени какого-либо темного тела, например искусственного спутника, погружены почти в полный мрак, так как там отсутствует рассеянный атмосферой свет. Небесный свод в таких местах светится лишь слабым светом звезд и туманностей. Вне ат-

¹⁾ Зодиакальный свет наблюдается в виде слабо светящегося конуса на фоне ночного неба в определенное время года перед восходом или заходом Солнца в области зодиакальных созвездий, то есть вдоль эклиптики.

мосферы звезды не мерцают и постоянно отчетливо видны, если только защитить глаза от непосредственного действия солнечных лучей (в противном случае глаз, приспособившись к яркому свету Солнца, теряет способность различать звезды) Это создает особенно благоприятные условия для астрономических наблюдений Немерцающие звезды значительно легче наблюдать и фотографировать В таких условиях можно получать снимки планет и их спутников с любым увеличением, в то время как в земных обсерваториях тысячекратное увеличение уже затруднительно вследствие вызываемых атмосферой оптических «завихрений» Кроме того, на искусственном спутнике астрономические оптические наблюдения не будут зависеть от капризов погоды

Значительно расширятся также возможности радиоастрономии, так как многие радиолучи из мирового пространства, не доходящие до поверхности Земли, смогут быть уловлены до их проникновения в атмосферу

Предполагается, что микрометеориты в какой-то степени влияют на состояние ионосферы и тем самым на распространение радиолучей Было высказано мнение, что имеется прямая зависимость между количеством вторгающихся в земную атмосферу микрометеоритов и выпадением дождей

До сих пор непосредственное излучение микрометеоритов проводилось лишь во время полета некоторых экспериментальных ракет при помощи вмонтированных в их обшивку микрофонов или путем микроскопического обследования ямочек от попадания микрометеоритов в отполированные металлические плитки (после их пребывания вместе с высотными ракетами в разреженных слоях атмосферы) Однако микрометеориты поперечником примерно в один микрон пока не поддаются исследованию На искусственном спутнике треск от попадания микрометеоритов в обшивку спутника сможет восприниматься микрофоном и передаваться на Землю На спутниках можно будет также поставить счетчики микрометеоритов и установить их распределение, импульс и электрический заряд в зависимости от географической широты

От попадания микрометеоритов в хорошо отполированную обшивку искусственного спутника последняя будет постепенно тускнеть И это явление может оказаться существенным подспорьем в изучении особенностей ми

крометеоритов. Можно также покрыть обшивку спутника радиоактивным веществом и путем телеизмерения радиоактивности спутника судить на основании постепенного уменьшения ее интенсивности о стирании этого вещества метеорной пылью и микрометеоритами.

Искусственный спутник может быть сделан полностью герметическим и наполнен перед запуском газом под давлением. Это придаст ему жесткость, необходимую при больших перегрузках, возникающих при запуске. Во время же полета по инерции падение давления газа косвенно укажет на пробойну в обшивке спутника. Продолжительность безаварийного полета даст указание на возможную частоту попадания метеоритов, а кривая падения давления в функции времени косвенно укажет на величину метеорита и скорость его движения.

В межпланетном пространстве наблюдается также космическая пыль, создающаяся вследствие дробления вещества при столкновении метеоритов с малыми планетами (В. Г. Фесенков). Только вблизи Солнца нет космической пыли, так как здесь она испаряется под действием солнечных лучей. Это явление испарения наблюдается во время полных затмений Солнца. Космическая пыль, рассеивающая солнечный свет, видна также в области зодиакальных созвездий. Иногда удается ее обнаружить и на самой поверхности Земли (больше всего этой пыли падает на Землю в августе). Хотя частицы межпланетной пыли имеют большие размеры, чем частицы межзвездной пыли («космический дым»), они практически не будут представлять препятствия продвижению искусственного спутника.

Искусственный спутник представляет интерес с точки зрения изучения перспектив межпланетных полетов. На нем можно будет изучить влияние невесомости на физиологические и психические процессы, а также действие космических, солнечных и других излучений на живые организмы, не защищенные земной атмосферой.

Для получения предварительных данных о физиологическом действии космических лучей, а также о влиянии длительного отсутствия тяжести (см. стр. 129—130)¹ Браун (США) предлагает построить искусственный спутник-лабораторию на высоте 320 километров. На этой испытательной станции, снабженной разнообразной аппаратурой, будут помещены три обезьяны. С помощью телеви-

зора и других радиопередаточных приборов будут вестись наблюдения над поведением обезьян. Спустя 60 суток искусственный спутник начнет постепенно погружаться в плотные слои атмосферы и раскаляться. Обезьяны будут умерщвлены ядовитыми газами. До момента гибели искусственного спутника наблюдения будут регистрироваться с помощью радиосигналов.

Хотя полярная авиация постоянно наблюдает за движением льдов в арктических морях и океанах, а над лесными массивами патрулируют на самолетах наблюдатели лесной противопожарной охраны, значительно эффективнее смогут вестись такие наблюдения с искусственных спутников. Установленные на них приборы будут предупреждать мореплавателей о ледяных заторах. Все более или менее крупные айсберги «станут на учет» и не будут больше причиной гибели судов при столкновениях с ними. Орбитальные обсерватории смогут сообщать на Землю о возникновении лесных пожаров в глубине тайги, точно указывая, где именно расположен очаг огня.

Некоторые специалисты считают, что точные наблюдения за движением искусственных спутников даже минимальных размеров дадут возможность производить разные измерения, как, например, триангуляцию земного шара¹⁾ (особенно водных пространств), измерение расстояний между континентами, измерение сжатия (сплюснутости) Земли. Обнаружение гравитационных аномалий (уклонении величины силы тяжести от нормальной), связанных с неоднородным строением земной коры, могло бы служить для открытия местонахождений нефти и минеральных залежей.

Можно будет также без особого труда посредством фотосъемки картографировать труднодоступные местности и производить уточнения карт в связи с изменениями, происшедшими вследствие строительства аэродромов, дорог, плотин и т. п. Для этого потребовался бы безвредный спуск заснятой пленки на землю, но пока еще не ясно, как может быть разрешена эта задача.

Возможно, что искусственные спутники пригодятся также для дозорно-спасательной службы, для обезвреживания минных полей на морских пространствах и т. п.

¹⁾ Триангуляцией называется метод измерения земной поверхности путем построения сети треугольников.

Правда, большие пространства будут всегда закрыты облаками, но в этом случае могут применяться фотосъемки в невидимых инфракрасных лучах, а также радиолокационные установки

Количество аэрофотоснимков, необходимых для картографирования всего земного шара, уменьшается с увеличением высот полета спутника. Со спутника, летящего на высоте, колеблющейся в пределах нескольких тысяч километров, вся земная поверхность может быть заснята в дневном освещении быстрее, чем за 12 часов

Используя автоматический искусственный спутник, можно будет, как это предполагает Ван Аллен (США), за несколько дней собрать больше данных, чем в течение десятилетия путем запуска высотных ракет в разных местах земного шара

В докладе, прочитанном на IV Международном астрономическом конгрессе (1953 г.), американский специалист Штелинг предложил проект искусственного спутника Земли для военноразведывательных целей. Спутник должен двигаться на высоте 800 километров над поверхностью Земли, что позволит обнаруживать военные объекты диаметром 550 метров. Однако оптический метод наблюдения не удовлетворяет Штелинга, несмотря на сравнительную легкость и большую разрешающую способность оптических приборов. Автор проекта считает, что если поместить на искусственном спутнике живого разведчика, то, несмотря на необходимость снабжения его пищей, водой и кислородом, начальный вес сооружения окажется меньше. Некоторую сложность представляет последующий спуск разведчика на Землю из-за огромных трудностей, связанных с предохранением летательного аппарата от чрезмерного нагрева при проникновении его в атмосферу.

Со спутника можно будет сбрасывать искусственные метеоры определенной формы и определенного состава, что даст богатый материал для изучения как естественных метеоров, так и условий торможения космических кораблей при помощи атмосферы. С искусственных спутников, движущихся на высоте от 200 до 1000 километров, достаточно будет запустить метеорное тело со скоростью 50—250 метров в секунду (в направлении, обратном движению искусственного спутника), чтобы оно врезалось в атмосферу со скоростью около 8 километров в секунду.

И, что очень важно, в каждом отдельном случае будет известна не только скорость вторжения метеора в атмосферу, но и путь его следования с момента запуска до проникновения в атмосферу. Обо всех этих данных и о времени запуска метеоров земные обсерватории будут заблаговременно оповещаться. Уже делались попытки регистрации фотографическим методом пути, пройденного искусственными метеорами, полученными с помощью сбрасывания металлических шариков с высотных ракет.

На спутнике не будет, конечно, ощущаться недостатка в солнечной энергии. Огромные ее потоки К. Э. Циолковский предлагал улавливать и использовать для выращивания во внеземных оранжереях растений, которые обитатели небесного острова могли бы употреблять в пищу. Тем самым одновременно был бы решен вопрос натуральной регенерации воздуха. Однако такая оранжерея должна была бы иметь огромные размеры. Если довольствоваться только одним назначением оранжереи — освежением воздуха — и выхаживать несъедобные растения, то можно было бы, правда, уменьшить площадь оранжереи. Но и в этом случае она представляла бы собой огромное сооружение. Так, например, для непрерывной регенерации «порции» воздуха на одного человека требовалось бы 28 квадратных метров поверхности листьев светлюбивой катальпы, хорошо освещенных солнечными лучами (Ф. Грин, Канада). Кроме того, поскольку растения могут завянуть, нельзя полностью полагаться на естественный круговорот воздуха и воды, и поэтому на обитаемом спутнике необходимо будет иметь автоматическую кондиционирующую установку.

Несомненно, что с помощью искусственного спутника будут обнаружены явления, о существовании которых в настоящее время мы даже не подозреваем.

Наряду с серьезными проектами использования искусственных спутников выдвигаются и нереальные проекты. Так, например, предлагается устанавливать вблизи искусственных спутников огромные зеркала, отражающие на Землю солнечные лучи. Такого рода зеркала якобы должны отоплить большие пространства земного шара, расплавить льды и изменить климат Арктики и Антарктики. Согласно одному проекту, в мировое пространство перебрасываются прокатные станы ⁽¹⁾. Завезенные туда слитки натрия сплющиваются до толщины в одну пятисо-

тую долю миллиметра (!) и покрываются с теневой стороны подходящей массой с целью поддержания температуры натриевого зеркала на таком уровне, чтобы оно было достаточно эластично и прочно. При помощи шарнирных систем зеркала монтируются в огромную конструкцию из натриевой проволоки. Направление элементов зеркал осуществляется на расстоянии с помощью электроэнергии. При всем этом каждый гектар сооружения вместе с креплением и наблюдательной камерой должен весить не более 100 килограммов, что на единицу площади составляет примерно в пять раз меньше веса писчей бумаги! Между тем, гелиотехника не добилась еще особых успехов с зеркалами, даже в сотни раз более тяжелыми на поверхности Земли, где сооружению не угрожают метеоры и метеорная пыль, как это имеет место с космическими зеркалами.

2 Искусственный спутник как межпланетная станция

С точки зрения астронавтики самое большое значение имеет использование искусственных спутников в качестве межпланетных станций.

Для достижения Луны, Венеры, Марса — наших ближайших небесных соседей — межпланетный корабль должен при взлете развить скорость в тридцать с лишним раз большую скорости звука. Постройка такого корабля превосходит возможности современной техники. Чтобы облегчить решение этой задачи, К. Э. Циолковский предложил использовать искусственный спутник Земли в качестве своего рода пересадочной станции и разделить космическое путешествие на этапы. Такая станция могла бы служить трамплином для дальнейшего проникновения человека в мировое пространство¹⁾. Здесь космонавты смогут запастись всем, что необходимо для продолжения и завершения космического рейса: топливом, которое ракета не могла увезти, стартуя с поверхности Земли, снаряжением, продовольствием и т. д.

При наличии такой станции космический корабль а также полезные грузы, необходимые для достижения ко-

¹⁾ В конце прошлого века изобретатель Г. Гансвиндт (Германия) пытался научно доказать возможность осуществления космических полетов и, по свидетельству М. Вальера, высказал идею создания межпланетной станции.

нечной цели путешествия, могут быть доставлены туда предварительно отдельными частями. Это облегчит конструкцию космического корабля, так как при взлете с платформы спутника понадобится значительно меньший запас топлива, чем при отлете непосредственно с Земли.

В отличие от людей, путешествующих по Земле с остановками на промежуточных станциях, космонавты, отправляющиеся с межпланетной станции, закрепляют за собой не только проиденный путь, но и приобретенную скорость.

В некоторых вариантах конструкции космического корабля межпланетная станция сможет также пригодиться при возвращении: здесь экипаж переседет в космический планер, на котором и совершится приземление.

Некоторые авторы предлагают использовать в качестве межпланетной станции стационарный искусственный спутник. Однако такой спутник имеет большой недостаток: он очень удален. Для его достижения требовались бы слишком большие взлетная и посадочная скорости¹⁾ (в сумме они составляли бы скорость, большую скорости, необходимой для облета Луны). А большие скорости означают и более сложную конструкцию ракеты.

Межпланетная станция в отличие от стационарного спутника должна обращаться на небольшой высоте над земной поверхностью или, по крайней мере, на некотором участке своей орбиты пролстать невдалеке от Земли. Такой спутник,двигающийся по эллиптической орбите, имеющей далеко расположенный апогей, может служить в качестве межпланетной станции для более сложных рейсов, чем те, которые можно совершить, взлетая вблизи Земли с искусственного спутника, имеющего круговую орбиту. Для достижения «далекоапогейного» спутника потребуются, правда, более мощные ракеты при взлете с поверхности Земли, но зато конструкция корабля, улетающего с межпланетной станции, сможет быть проще.

Спутники, пролетающие над полюсами и удобные для наблюдательных целей, как правило, непригодны в качестве межпланетных станций, и вот почему. Необходимо, чтобы межпланетная станция двигалась вместе с Землей в плоскости, в которой наша планета движется

¹⁾ Посадочной скоростью мы называем скорость, с которой ракета, двигаясь по инерции, прибывает к искусственному спутнику.

вокруг Солнца (так называемая плоскость эклиптики, примерно в этой же плоскости движутся и все остальные планеты нашей солнечной системы) Только в этом случае направление движения космического корабля, покидающего межпланетную станцию, может быть более или менее параллельным направлению движения Земли по ее орбите. А это весьма важно при отлете со станции в мировое пространство, так как орбитальная скорость Земли будет тогда складываться со взлетной скоростью корабля, помогая ему преодолеть силы притяжения Земли и Солнца. Поскольку же земная ось наклонена к плоскости эклиптики под углом около 67° , то получается, что плоскости орбит двух рассматриваемых типов спутников чуть ли не перпендикулярны друг к другу.

Для осуществления космических полетов подвижность промежуточной станции является основным ее преимуществом. Благодаря этому при посадке на станцию ракета сохраняет свою скорость, которую она использует при отлете в дальнейший путь. Так, например, как показывают расчеты, отправляясь с искусственного спутника Земли на Луну, Венеру, Марс, ракета должна будет развить скорость всего от 3,1 до 3,6 километра в секунду¹⁾ вместо 11,1—11,6 километра в секунду при взлете с поверхности Земли, поскольку сама станция уже обладает скоростью около 8 километров в секунду. Это значит, что ракета, способная подняться с поверхности Земли на высоту 1000 километров (а такие полеты уже, по видимому, совершались), могла бы достигнуть Венеры или Марса, если бы она стартовала с межпланетной станции.

В связи с этим становится ясным, что вертикальный по отношению к Земле взлет космического корабля с искусственного спутника совершенно нецелесообразен, так как в этом случае скорость движения искусственного спутника не была бы почти совсем использована (Цзян, КНР). В самом деле, при таком взлете для полета на Луну требуется скорость 7651 метр в секунду, в то время как при отлете в направлении касательной к круговой орбите спутника достаточна скорость 3129 метров в се-

¹⁾ Здесь и в дальнейшем, когда будет идти речь о старте с межпланетной станции, расчеты производятся в предположении, что искусственный спутник обращается на высоте 200 километров с соответствующей этой высоте круговой скоростью 7791 метр в секунду.

кунду Заметим, кстати, что скорость 7651 метр в секунду в случае отлета в направлении касательной была бы достаточна для достижения Сатурна

Ракета, способная развить в свободном пространстве ¹⁾ скорость немногим больше 9 километров в секунду, легко может долететь до искусственного спутника. Такая же ракета при отправлении с искусственного спутника может не только достичь любой планеты, но и навсегда покинуть нашу солнечную систему.

В большей части проектов межпланетных полетов предусматривается, что на межпланетной станции космонавты пересядут в корабль, смонтированный в мастерских станции из частей, доставленных с Земли. Для снаряжения межпланетного корабля можно будет использовать двигатели, а также другие части, снятые с прибывших на станцию ракет. Условия полета с Земли на искусственный спутник и дальнейшего полета с искусственного спутника в межпланетное пространство совершенно различны. Поэтому и ракеты для этих полетов должны иметь различные конструкции.

Космический корабль для полета с Земли на искусственный спутник должен иметь обтекаемую форму, так как ему предстоит пересечь всю толщу атмосферы. Он должен быть снабжен мощным двигателем, способным сообщить ему скорость около 8 километров в секунду, а следовательно, и относительно большим запасом топлива для питания двигателя. Космический же корабль для полета с искусственного спутника в межпланетное пространство может иметь необтекаемую форму. В самом деле, в межпланетном пространстве он не встретит сопротивления материальной среды. Благодаря этому топливные баки могут быть сделаны шарообразными, что уменьшит при заданном объеме их вес. Двигатель может быть теперь сравнительно слабым, так как кораблю не угрожает опасность падения на Землю. Количество топлива, которое корабль должен будет захватить, будет несравненно меньше, чем при старте с Земли. Вот еще одна причина, делающая выгодным использование искусственного спутника в качестве межпланетной станции.

¹⁾ Под свободным пространством мы понимаем пространство, лишенное сопротивляющейся среды и удаленное от небесных тел на достаточное расстояние, чтобы можно было пренебречь силами тяготения.

Согласно некоторым проектам ракета, прибывшая с Земли на межпланетную станцию, будет сама служить для дальнейшего полета в мировое пространство, но на межпланетной станции она будет освобождена от обтекаемой обшивки. Не нужны ей будут больше и воздушные стабилизаторы с рулями. Если понадобится изменить направление полета в межпланетном пространстве, из ракеты будет выброшена струя газа в нужном направлении. После заправки ракеты на межпланетной станции топливом она будет направляться в дальнейший путь.

При взлете с искусственного спутника физические условия на борту космического корабля будут совершенно другие, чем во время взлета с поверхности Земли. Так, например, астронавты смогут без усилия стоять, свободно передвигаться. Их вес, обусловленный малой мощностью двигателя, будет незначителен (см. стр. 127—128).

Однако искусственный спутник не является необходимым этапом на пути к осуществлению полета на Луну и на планеты. Такой полет может быть выполнен также без остановки на межпланетной станции. В этом случае взлет будет происходить несколько по иному. Ракета взлетит с поверхности Земли и, развив скорость около 8 километров в секунду, превратится на высоте 200—300 километров в искусственный спутник. Постепенно вспомогательные ракеты доставят на такую ракету спутник, дополнительные грузы и топливо, необходимые для осуществления дальнейшего полета. Получив «подкрепление», межпланетная ракета отправится в путь к намеченной цели. Такое решение представляет интерес с точки зрения уменьшения метеорной опасности, которой временный искусственный спутник подвергается только в течение непродолжительного периода времени.

Согласно другим исследованиям (Картер, Великобритания) вместо того, чтобы строить межпланетные станции, достаточно запустить на круговую или эллиптическую орбиту баки с топливом, которым будут заправляться космические ракеты. Это позволит значительно упростить конструкцию ракет, отправляющихся с Земли в межпланетное пространство.

Еще задолго до того, как человек устремится в полеты по безграничным просторам вселенной, можно будет проверить условия таких полетов на межпланетной станции. На ней можно будет установить, безвредна ли дли-

тельная невесомость для человеческого организма, как действует на него искусственная тяжесть и т. д. На этом небесном острове удастся также изучить средства защиты от метеорной опасности (см. стр. 158—160). Опираясь на межпланетную станцию как на базу, астронавты смогут не遠далеке от нашей планеты проходить сложную практику кораблевождения в безвоздушном пространстве, а также овладеть искусством торможения космической скорости в планирующем полете при спуске на Землю.

На межпланетной станции можно будет также определить многие данные, необходимые для создания наиболее рациональной конструкции космического корабля и планера.

3. Проблема естественных межпланетных станций

В литературе по астронавтике встречаются утверждения о возможности использования Луны в качестве межпланетной станции. Луна, однако, непригодна для этой цели: она расположена слишком далеко от поверхности Земли. Кроме того, поскольку ее масса, а следовательно, и притяжение сравнительно велики, приходилось бы тратить немало топлива сначала для спуска межпланетного корабля на ее поверхность, а затем для взлета. Использование такой станции имело бы некоторый смысл лишь в том случае, если бы на Луне было найдено особенно высококачественное топливо и конструктивные материалы. Таким образом, в качестве промежуточной межпланетной станции искусственный спутник имеет ряд преимуществ по сравнению с Луной. Во-первых, его можно расположить достаточно близко от Земли, что разрешит совершать перелеты гораздо быстрее и с меньшей затратой топлива. Во-вторых, отсутствие собственного поля тяготения искусственного спутника позволит сэкономить то топливо, которое оказалось бы необходимым затратить для совершения посадки на Луну и последующего взлета с ее поверхности.

Но нет ли у Земли второй луны или даже ряда естественных спутников, расположенных ближе к Земле, которые до настоящего времени остаются незамеченными. Такой естественный спутник, даже если бы он был чрезвычайно мал, представлял бы собой серьезную опору на пути проникновения человека в мировое пространство. От-

крытие подобного спутника (или нескольких таких спутников) значительно облегчило бы решение задачи полета на Луну и на планеты, сделав излишним сооружение искусственного спутника. На таком спутнике сравнительно легко было бы оборудовать и летающую обсерваторию, и межпланетную станцию.

Разумеется, если такие спутники и имеются, то они могут быть лишь совсем крохотными и обнаружить их чрезвычайно сложно. Вследствие большой скорости движения такой крохотный спутник нельзя уловить в телескоп, тем более, если он расположен вблизи Земли. Более того, в случае большой близости к Земле он может не оставлять следов на фотопластинке из-за слишком короткой экспозиции. Кроме того, такой спутник, попадая в тень Земли, не светится, и поэтому его наблюдение можно было бы вести только в течение небольшого промежутка времени. Астрономы допускают возможность, что такой спутник когда-нибудь и наблюдался, но мог быть принят за метеор. Разработанные в последние годы методы радиоастрономии, применяемые для исследования метеоров, могут быть полезны для решения этой задачи. Наблюдения в этом направлении ведутся, например, Метеоритным институтом в Нью-Мексико (США) под руководством Томбоу.

Очевидно, что если и будут открыты новые луны, то они будут находиться на большой высоте, вне пределов атмосферы. Иначе они давно уже упали бы на поверхность Земли вследствие трения и сопротивления воздуха.

4. Орбитальные корабли

Как уже говорилось выше, не все искусственные спутники будут обращаться вокруг Земли в непосредственной близости от нее. Теоретические расчеты показывают, что можно будет создать также такие искусственные спутники и искусственные планеты — так называемые орбитальные корабли, которые будут курсировать во вселенной. Однажды запущенные, они уже никогда не остановятся и будут кружить по своим орбитам подобно небесным телам — планетам и их спутникам.

Орбиты этих искусственных спутников будут рассчитаны таким образом, чтобы их можно было использовать для целей космических сообщений. Экспедиция, направ-

ляющаяся, например, с Земли на Луну и использующая орбитальный корабль как пересадочное средство сообщения, долетит на небольшой ракете до одного из этих кораблей, пересядет на него и последует дальше. Потом, приблизившись к Луне, путешественники снова усядутся в небольшую ракету и высадятся у намеченной цели.

На орбитальных кораблях будут сооружены жилые помещения, мастерские, обсерватории. Здесьastrонавты найдут все необходимое для дальнейшего полета.

Орбитальные корабли — искусственные спутники Земли — могут регулярно курсировать по орбитам, проходящим вблизи поверхностей Земли и Луны. Орбиту такого корабля можно рассчитать так, чтобы корабль через каждый сидерический месяц (промежуток времени, в течение которого Луна, обойдя вокруг Земли, возвращается в прежнее положение относительно небосвода) пролетал над невидимым с Земли полушарием Луны. Если, например, большая ось орбиты будет равна 484 318 километрам, то орбитальный корабль совершит два оборота по отношению к звездам за время, когда Луна сделает один оборот. Траекторию можно запроектировать с таким расчетом, чтобы искусственный спутник пересек орбиту Луны на желаемом расстоянии от ее поверхности. С Земли или со спутника, обращающегося на небольшой высоте, можно будет улететь в такой момент, чтобы орбитальный корабль пересек лунную орбиту до того, как в эту точку придет Луна. Таким образом, наблюдатели смогут обследовать широкий пояс скрытого от наших глаз полушария Луны с близкого расстояния (рис. 15).

Если этот орбитальный корабль в своем перигее будет пролетать на высоте 200 километров над экватором, то его полет до Луны продлится 3 суток 3 часа 20 минут. После пересечения лунной орбиты корабль удалится от Луны еще на 93 337 километров, а затем начнет возвращаться к Земле и спустя 7 суток 9 часов 11 минут вновь пересечет орбиту Луны на расстоянии $13^{\circ}21'$ от первой точки пересечения. По сплюсненному эллипсу с малой осью в 112 120 километров орбитальный корабль вернется к Земле, сделает один оборот «вхолостую», не встретив Луны, и через 27 суток 7 часов 43 минуты после взлета весь цикл повторится с той только разницей, что теперь для наблюдателей фаза Луны будет иной. На таком корабле астронавты в течение года тринадцать (а иногда

четырнадцать) раз подлетят к Луне, которая каждый раз будет находиться в измененной фазе. Каждые две недели у астронавтов будет возможность спуститься с орбиталь-

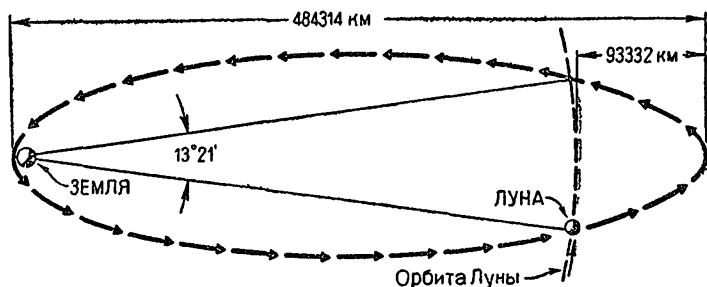


Рис 15 Эта траектория орбитального корабля позволяет наблюдать широкий пояс скрытого от нас полушария Луны. Исследователи будут встречаться с Луной через каждый сидерический месяц

ного корабля на Землю. В это же время смогут и перебрасываться с Земли на корабль различные грузы, в частности продовольствие.

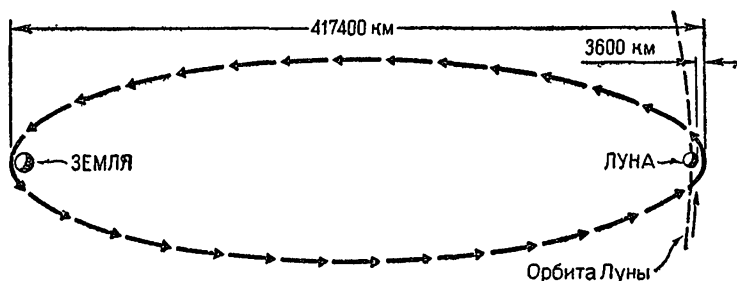


Рис. 16. По такой траектории орбитальный корабль будет проходить вблизи Луны — на расстоянии 3600 километров. Но это будет происходить только один раз в два сидерических месяца; за это время корабль пройдет вблизи Земли пять раз.

Однако такой орбитальный корабль обладает недостатком: он слишком удаляется от Луны и проходит мимо нее с очень большой скоростью. С этой точки зрения предпочтительнее орбитальный корабль, движущийся по другой орбите. Он будет пролетать на высоте всего 3600 километров над Луной во время ее прохождения через наиболее отдаленную от Земли точку своей орбиты

(рис. 16). Но такой орбитальный корабль имеет другой недостаток: он пролетает вблизи Луны лишь один раз в два месяца, правда, огибая за это же время Землю пять раз.

Для обследования видимого с Земли полушария Луны со сравнительно небольшой высоты можно будет запустить корабль-спутник, делающий три оборота вокруг Земли в месяц. С перигея на высоте 200 километров над Землей такой спутник долетел бы за 4 дня 13 часов 17 минут до апогея, лежащего на расстоянии 363 026 километров. Из-за эксцентриситета лунной орбиты такой орбитальный корабль мог бы очень близко подлететь к Луне.

Как уже говорилось, орбитальные корабли могут кружить также вокруг Солнца как своего рода искусственные планеты. Орбиты их будут отличаться от орбит естественных планет большим эксцентриситетом: расстояние орбитальных кораблей от Солнца будет резко меняться, благодаря чему они смогут служить средством сообщения между разными планетами.

Рассмотрим один из возможных вариантов орбитального корабля, летающего по маршруту Земля — Венера. Орбита этого корабля, касательная к орбите Земли, пересекает орбиту Венеры, подходит к Солнцу на расстояние 0,54 астрономической единицы¹⁾ и возвращается к отправной точке на орбите Земли спустя 8 месяцев (рис. 17). За это время Земля не успевает еще подойти к этой точке. Когда через следующие 8 месяцев орбитальный корабль вновь вернется к точке вылета, то он опять не застанет на ней Земли, так как она проходила здесь четыремь месяцами раньше... И лишь спустя два года с момента взлета, сделав три полных оборота вокруг Солнца, орбитальный корабль встретится с Землей.

Орбитальный корабль, имеющий на своем борту экспедицию для исследования Венеры, взлетает с поверхности Земли или с межпланетной станции на запланированную орбиту, по которой он впредь будет двигаться бесконечно долго. Спустя 81 сутки он пролетает мимо Венеры. На ее поверхность высаживается десант, а корабль уходит дальше в межпланетное пространство.

Десантная экспедиция занимается исследованием Венеры и подготавливает все к отлету в заранее рассчитан-

¹⁾ За астрономическую единицу принимают среднее расстояние Земли от Солнца, равное 149,5 миллиона километров.

ный срок, когда орбитальный корабль снова пройдет вблизи Венеры. В нашем случае длительность пребывания экспедиции на Венере составляет 2 года минус 162 дня — время перелета туда и обратно. Итак, через 568 дней после спуска десантная экспедиция возвращается на орбитальный корабль, который опять доставляет ее к Земле. Астронавты высаживаются на Землю, а корабль продолжает движение в космосе.

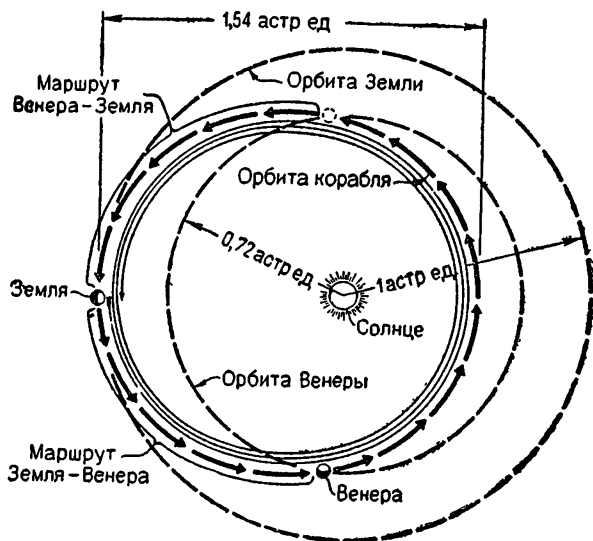


Рис 17 Орбитальные корабли могут кружить также вокруг Солнца. На рисунке показан один из возможных вариантов траектории орбитального корабля, движущегося по маршруту Земля — Венера

Мы рассказали только о некоторых вариантах космических перелетов на искусственных спутниках и искусственных планетах. Но возможны также и другие траектории для орбитальных кораблей, с которых будут вестись исследования вселенной. Подсчитано, что имеется 24 траектории-эллипса для орбитальных кораблей, передвигающихся внутри орбиты Земли вплоть до самой поверхности Солнца и проходящих мимо нашей планеты через промежутки времени, выражающиеся целым числом лет — от 1 до 5. Кроме того, в этом же пространстве существует еще 39 орбит, по которым корабль будет проходить

мимо Земли каждые 6, 7, 8, 9 или 10 лет. Для исследования пространства между орбитами Земли и Юпитера имеется 27 траекторий, проходящих вне орбиты нашей планеты. Двигаясь по этим траекториям, путешественники смогут возвращаться на Землю спустя 2, 3, 4, 5, 6 лет.

5. Искусственные спутники Луны и планет

Ракеты, запущенные с межпланетной станции или с орбитального корабля, могут стать искусственными спутниками Луны и быть использованы для подробного исследования ее поверхности. Очень удобным был бы спутник Луны, обращающийся в плоскости, проходящей через лунные полюсы. Как известно, плоскость движения спутника не может менять своей ориентации относительно звезд. Это обстоятельство даст возможность за четыре недели (время обращения Луны вокруг своей оси) сфотографировать всю поверхность Луны, освещенную солнечными лучами. Но и то полушарие Луны, которое освещается отраженными Землей солнечными лучами (так называемый пепельный свет), будет отлично видно с борта космического корабля, так как этот свет (с зелено-серым оттенком) для спутника Луны будет в десять раз ярче лунного света на Земле в период новолуния. Если использовать и это освещение, то можно будет заснять всю поверхность Луны в течение только 2 недель.

Период обращения корабля-спутника вокруг Луны на высоте 20 километров будет составлять 1 час 50 минут 16 секунд; на высоте 100 километров время обращения увеличится на семь с половиной минут. Орбитальные скорости искусственных спутников Луны, летящих на высоте до нескольких сот километров, будут почти в пять раз меньше, чем скорости искусственных спутников, летящих на такой же высоте над поверхностью Земли. Это обстоятельство значительно облегчит наблюдения поверхности Луны. С высоты 20 километров (таблица 5) можно будет даже невооруженным глазом различить находящиеся на поверхности Луны предметы размером от 3 до 6 метров (в зависимости от остроты зрения). Но при соответствующей этой высоте скорости движения (свыше 1600 метров в секунду) и сравнительно небольшом диаметре поля зрения (чуть больше 500 километров) наблюдаемый предмет будет быстро исчезать из виду. По-

этому более удобным для наблюдения будет спутник, обращающийся на большем расстоянии, например в 150 километрах от Луны. Тогда при несколько меньшей скорости полета диаметр охватываемой глазом площади Луны был бы значительно больше (до 1400 километров). Предметы на лунной поверхности оставались бы дольше в поле зрения наблюдателя. Однако в этом случае невооруженным глазом можно было бы наблюдать лишь предметы диаметром от 19 до 44 метров. Заметим, кстати, что, поскольку подобного рода экспедиции будут обладать сильными оптическими установками, можно будет наблюдать и мельчайшие детали. Максимальное время види-

Таблица 5

Характеристики искусственного спутника, обращающегося на высоте 20 километров над поверхностью Луны

Круговая скорость в метрах в секунду	1669
Круговая скорость относительно нулевой круговой скорости в процентах	99,43
Увеличение круговой скорости при уменьшении высоты полета на один километр в метрах в секунду . . .	0,475
Радиус орбиты в километрах	1758
Длина орбиты в километрах	11 046
Минимальная длительность дня . . .	1 час 0 мин. 26 сек.
Минимальная длительность дня по отношению к периоду обращения в процентах	54,81
Максимальная длительность ночи . .	49 мин. 50 сек.
Максимальная длительность ночи по отношению к периоду обращения в процентах	45,19
Длина дуги шарового сегмента Луны (по большому кругу), видимая с искусственного спутника, в километрах	524,8
Площадь видимого шарового сегмента по отношению к поверхности Луны в процентах	0,569
Максимальная продолжительность наблюдения точки на поверхности Луны	5 мин 16 сек.
Минимальные линейные размеры предметов, различимых в бинокль с 15-кратным увеличением, в метрах . .	0,39
Ускорение свободного падения на орбите искусственного спутника в метрах в секунду за секунду	1,585

мости какого-либо пункта на лунной поверхности с корабля-спутника, находящегося на высоте 20 километров, будет составлять примерно 5,3 минуты, а на высоте 150 километров — 15,7 минуты.

Если потребуется изучить с близкого расстояния какую-либо деталь поверхности Луны, то ценой небольшого расхода топлива искусственный спутник, обращающийся по круговой орбите на высоте 20 километров, сможет перейти на эллиптическую орбиту с периастром¹⁾, расположенным на желаемой высоте. Для снижения периастра до самой поверхности Луны потребуется уменьшить скорость всего на 4,78 метра в секунду. Но к намеченной для изучения местности искусственный спутник приблизится только спустя 53 минуты 50 секунд, обогнув предварительно полностью одно полушарие Луны. Затем спутник автоматически вернется на прежнюю высоту полета в 20 километров, где увеличение скорости на те же 4,78 метра в секунду приведет к переходу спутника на прежнюю круговую орбиту. Вообще переход искусственного спутника Луны на другую, более высокую или более низкую круговую орбиту требует очень небольших изменений скорости, а следовательно, и небольшого расхода топлива. Например, для перехода на пулевую круговую орбиту в момент прохождения через периастр требуется уменьшение скорости всего на 4,80 метра в секунду.

Когда корабль попадет в тень Луны, на нем настанет ночь, которая, как и в случае искусственного спутника Земли, будет всегда короче местного дня. «Сутки» на корабле, находящемся на высоте 122 километров над Луной, будут длиться ровно 2 часа. Увеличение высоты на каждые 10 километров вызовет удлинение «суток» примерно на 1 минуту, и наоборот.

Для исследования Луны с высоты возможно также применение ракет-зондов, посылка которых, очевидно, опередит вылет кораблей с экипажем. Автоматические зонды смогут передавать по радио на Землю ряд необходимых данных, например топографические съемки, температуру почвы, интенсивность магнитного поля и другие данные.

Такие зонды не должны обязательно возвращаться на Землю.

¹⁾ Периастром называется точка орбиты, наиболее близкая к светилу, около которого обращается рассматриваемое тело.

Сравним теперь величины круговой скорости и сидерического периода обращения нулевого искусственного спутника Земли с аналогичными данными для других планет и Солнца.

Как видно из таблицы 6, круговая скорость на Земле больше, чем на трех остальных внутренних планетах (Меркурии, Венере и Марсе). Но она вдвое меньше, чем на Уране и Нептуне, в пять раз меньше, чем на Юпитере. Вблизи поверхности Солнца нулевая круговая скорость в 55 раз больше, чем на Земле. Сидерический период обращения нулевого искусственного спутника Земли наряду с соответствующей величиной для Меркурия самый короткий для светил солнечной системы. Для Венеры и Марса этот период немногим больше, для Солнца, Урана, Нептуна и Юпитера вдвое больше. Самый длительный сидерический период обращения (в три раза больший, чем для Земли) имеет искусственный спутник Сатурна.

Таблица 6

Круговые скорости и сидерические периоды обращения искусственных спутников у поверхностей планет и Солнца

Название небесного тела	Круговая скорость у поверхности светила в километрах в секунду	Сидерический (звездный) период обращения искусственного спутника
Солнце	437,535	2 час. 46 мин
Меркурий	3,028	1 24
Венера	7,319	1 27
Земля	7,912	1 24
Марс	3,562	1 40
Юпитер	42,205	2 57
Сатурн	25,100	3 45
Уран	15,308	2 50
Нептун	15,129	2 52

Напомним, что сидерический период обращения спутника определяется только средней плотностью небесного тела (стр. 16—17). Этим объясняются колебания в продолжительности его для разных планет.

IV. РАКЕТА — СТАРТЕР ИСКУССТВЕННОГО СПУТНИКА

1. Принцип ракетного двигателя

Какого же типа будет тот аппарат, который оторвется от Земли и, поднявшись на сотни километров ввысь, превратится в искусственный спутник нашей планеты?

Самолет для этой цели безусловно непригоден: как человек может ходить по земле, лишь упираясь ногами в почву или в мостовую, как паровоз движется, отталкиваясь колесами от рельсов, так и самолет может летать над землей, только опираясь крыльями о воздух. Как бы мощен ни был мотор самолета, как бы ни была совершенна его конструкция, он не сможет подняться выше 30—40 километров (в настоящее время рекорд высоты самолета составляет немногим больше 25 километров).

Допустим, что у нас имеется пушка, способная выбросить снаряд со скоростью 8 километров в секунду и больше. Может ли такой снаряд стать искусственным спутником Земли? Нет, не может. При горизонтальном выстреле снаряд должен был бы двигаться в плотных слоях атмосферы и, следовательно, испытывать огромное сопротивление воздуха, которое привело бы к постепенной потере скорости. Если же стрелять под некоторым углом к горизонту, то, даже если пренебречь сопротивлением воздуха, снаряд, повинаясь законам тяготения, либо, как мы это видели раньше (стр. 15, рис. 2), упадет обратно на Землю (при скоростях меньше 11,2 километра в секунду), либо удалится навсегда от поверхности Земли. Выброшенному снаряду потребовался бы по крайней мере еще один толчок, чтобы превратить его в искусственный спутник, а этого с помощью пушки сделать не-

возможно. Единственным средством для получения желаемого результата может служить ракета, которая способна менять направление движения как в воздухе, так и в безвоздушном пространстве.

Другой особенностью ракеты является способность двигаться с весьма малым ускорением, то есть способность постепенно набирать необходимую скорость. Это даст возможность перебросить на искусственный спутник людей без опасности для их жизни.

В то же время из-за малого ускорения ракеты ее скорость в плотных слоях атмосферы будет еще сравнительно невелика, а значит, и сопротивление воздуха будет не слишком велико и, следовательно, не потребуются большой затраты топлива на преодоление этого сопротивления. Кстати, и оболочка ракеты не успеет нагреться чрезмерно из-за сопротивления воздуха.

Ракетным двигателем называется двигатель, действие которого основано на силе реакции (противодействия) выбрасываемого из него вещества. Этим веществом в ракете являются газы, образующиеся при сгорании топлива. Газы, вырываясь наружу с большой скоростью через специальное отверстие (сопло), толкают ракету в направлении, противоположном истечению струи.

Реактивное движение можно наблюдать в животном мире. Среди обитателей моря есть беспозвоночное мягкотелое животное — каракатица. Каракатица плывет вперед при помощи плавников, при движении же назад она ими не пользуется, а отталкивается от струи воды, которую она выбрасывает из внутренней полости. Согласно новейшим наблюдениям ¹⁾ морские моллюски — кальмары, используя реактивный принцип, могут выскакивать из воды и пролетать по воздуху до 45—55 метров.

Принцип ракетного двигателя можно показать на очень простом опыте, который легко поставить в домашних условиях. Наденьте на водопроводный кран резиновую трубку. В свободный конец ее вставьте согнутое под прямым углом колено. Как только вы откроете кран и вода станет вытекать из отверстия колена, резиновая трубка немедленно отклонится от своего прежнего вертикального положения в сторону, противоположную движе-

¹⁾ См Хейердал Т, Путешествие на «Кон-Тики», глава V. «Молодая гвардия», 1956

нию вытекающей струи. Чем сильнее будет струя, тем дальше отогнется трубка.

В безвоздушном пространстве вне поля тяготения (свободное пространство) ракета должна бы была двигаться тем быстрее, чем больше она израсходовала топлива и с чем большей скоростью извергаются из нее газы. Эту скорость, то есть скорость, которую бы развила ракета в свободном пространстве, называют идеальной скоростью. Практически ракета всегда подвержена действию какого-либо поля тяготения, которое оказывает влияние на скорость ракеты, увеличивая или уменьшая ее по сравнению с идеальной скоростью. При движении же в воздухе скорость ракеты всегда будет меньше идеальной.

Между идеальной скоростью и скоростью истечения газов существует при прочих равных условиях прямопропорциональная зависимость. Если скорость истечения газов увеличится (при том же общем весе и том же количестве топлива) в два, три и т. д. раза, то и скорость ракеты увеличится во столько же раз. Вообще, скорость ракеты может превысить скорость истечения газов. Когда в свободном пространстве масса истекших газов достигает 63,2 процента начального веса ракеты, скорость движения ракеты сравнивается со скоростью истекающих газов, а при дальнейшей работе двигателя начинает ее превышать.

Приведенная здесь зависимость между расходом топлива, скоростью ракеты в свободном пространстве и скоростью истечения газов из ракеты вытекает из так называемой формулы Циолковского. Эта важная формула дает возможность определить для каждого конкретного случая главные характеристики ракеты (вес, скорость), а также выяснить, какие проекты ракетного полета реальны и какие — неосуществимы.

2. Пороховая и жидкостная ракета

Ракеты в зависимости от топлива, на котором они работают, делятся на пороховые и жидкостные.

Пороховые ракеты не годятся в качестве основного двигателя для ракеты-спутника. В этих ракетах расход топлива, то есть пороха, во время полета не поддается регулированию, как не поддается регулированию пламя свечи. Горение пороха невозможно также прекратить и,

следовательно, невозможно остановить двигатель в случае необходимости. Уже несколько десятков лет научная мысль работает над вопросом постепенного введения пороха (или других твердых топлив) в камеру сгорания, например, в виде порошка или патронов. Но результаты, достигнутые в этой области, пока неудовлетворительны.

Поэтому все усилия направлены сейчас главным образом на усовершенствование ракет, работающих на жидком топливе. Такие ракеты имеют ряд преимуществ. Большая часть жидких топлив обладает более высокой теплотворной способностью, чем твердые; приток топлива можно регулировать, причем горючее и окислитель могут храниться порознь и входить в соприкосновение только в камере сгорания, что более безопасно. Важно также, что вес двигателя, работающего на жидком топливе, по сравнению с весом топлива может быть меньше, так как большому давлению подвергается только небольшая камера сгорания, а не весь сосуд с топливом, как это имеет место, например, в гильзе пороховой ракеты; поэтому в жидкостной ракете особенно прочной, а следовательно, и тяжелой должна быть только камера сгорания.

Благодаря всем этим качествам жидкостные ракеты широко применяются в современной технике и в дальнейшем будут служить основным средством для запуска искусственных спутников.

В то же время пороховые ракеты по своей конструкции значительно проще, чем жидкостные, и их сила тяги по сравнению с собственным весом очень велика. Это позволяет применять их в качестве вспомогательных двигателей для сообщения разгона орбитальной ракете при старте. Благодаря простоте хранения таких ракет и их надежности они сумеют найти и другое применение: для передвижения астронавтов за пределами искусственного спутника в сверхатмосферном пространстве, в качестве резервной движущей силы для корректирования орбиты искусственного спутника и в качестве спасательных снарядов.

Имеются также ракеты смешанного типа, работающие на твердо-жидком топливе. В этом случае в качестве горючего чаще всего употребляется порошкообразный уголь, спрессованный в цилиндрах с проходящими насквозь круглыми отверстиями. В качестве окислителя применяется жидкий кислород или закись азота.

Угольные шашки закладываются предварительно в камеру сгорания, а жидкий окислитель подается с помощью насосов по мере надобности. Таким образом производится регулирование силы тяги двигателя. Горение может быть прекращено в любой момент

Производились также опыты с камфорой в качестве твердого горючего и толуолом или бензолом в качестве жидкого окислителя. В этом случае общий объем топлива получается меньше, чем жидкого.

Ракеты смешанного типа еще недостаточно разработаны, и пока трудно сделать заключение об их пригодности для запуска искусственного спутника.

3. Ступенчатая ракета

Теоретически обычная одноступенчатая ракета, снаряженная достаточным количеством топлива, позволяет получить любую скорость движения. Практически же скорость такой ракеты ограничена, поскольку ограничено количество топлива, которое она может унести с собой: нельзя построить аппарат, вес которого был бы ничтожно мал по сравнению с весом топлива, содержащегося в ракете.

В настоящее время рекордное отношение начальной массы к конечной, равное 6,56, при полезном грузе 403 килограмма имеет ракета «Викинг-12»

В одноступенчатой ракете во время работы двигателя масса топливных баков остается постоянной, уменьшается только масса самого топлива. Опорожненная часть баков, продолжая ускоренное движение вместе с ракетой, требует непроизводительной затраты энергии для своего разгона. Поэтому возникает необходимость как можно скорее освободить ракету от опорожненных баков.

Это приводит к идее аппарата более сложной конструкции, в которой разгон основной ракеты производится с помощью другой вспомогательной ракеты. Изобретение такой ракеты относится к концу XVI века. Когда вспомогательная ракета кончает работать, она автоматически отцепляется и спускается на парашюте. И только тогда запускается основная ракета. Таким образом, в момент запуска этой основной ракеты она уже находится на некоторой высоте и обладает определенной скоростью, что позволяет ей подняться выше одноступенчатой ракеты. Такая составная ракета называется двухступенчатой.

Составная ракета может быть не только двухступенчатой, но и многоступенчатой, и так как скорости, достигнутые с помощью каждой ступени, складываются, то таким способом при достаточном числе ступеней может быть получена желательная конечная скорость. Потолок составной ракеты, как правило, выше суммы потолков достижимых отдельными ступенями. При одном и том же полезном грузе ступенчатая ракета всегда имеет меньший начальный вес, чем простая, и этот вес уменьшается с увеличением количества ступеней.

В большей части современных составных ракет отбрасываются не только освободившиеся баки и трубопроводы, но даже двигатели соответствующих ступеней. В этом случае двигатель каждой ступени аппарата работает значительно меньшее время, чем пришлось бы работать двигателю соответствующей одноступенчатой ракеты. Это обстоятельство упрощает конструкцию таких двигателей. Кроме того, мощность двигателя каждой последующей ступени может быть значительно меньше, чем предыдущей, так как масса аппарата постепенно уменьшается.

В настоящее время считают, что для ракет разного тоннажа, а также для разных ступеней составных ракет будут применяться двигатели одного-двух стандартизованных типов, но смонтированные в разном количестве.

Пусть мы имеем простую, двухступенчатую и трехступенчатую ракеты, несущие одинаковый полезный груз и достигающие после полного сгорания топлива одной и той же скорости. Оказывается, что для достижения этой скорости каждая ракета требует разного количества топлива: наибольшего количества требует простая ракета, а наименьшего — трехступенчатая. Вот почему ракеты для запуска искусственных спутников выгоднее будет строить многоступенчатыми. В некоторых случаях многоступенчатая ракета будет единственным возможным вариантом.

Способ простого отбрасывания отработанных ступеней ракет не является наиболее экономичным. Путем некоторого усложнения конструкции можно будет эти ступени отбрасывать наподобие артиллерийского снаряда и использовать эффект отдачи для увеличения скорости ракеты и уменьшения расхода топлива.

4. Конструкция двигателя

Переход от высотной ракеты к ракете-спутнику будет осуществляться постепенным усовершенствованием двигателя, органов управления, кабины, измерительных и регулирующих приборов и т. д. Сооружение искусственного спутника потребует предварительного решения многих вопросов: выбора необходимых материалов, наиболее выгодного топлива, способа обогрева кабины, кондиционирования воздуха, круговорота воды и многих других.

В ракетном двигателе важнейшей частью является камера сгорания и сопло для выбрасывания газообразных продуктов сгорания топлива. Камера сгорания и ее вспомогательные механизмы во время работы двигателя подвергаются как воздействию очень низкой температуры компонентов топлива, например жидкого кислорода, так и весьма сильному нагреву от раскаленных продуктов сгорания под большим давлением. Эти обстоятельства предъявляют особо трудные требования к выбору материала для камеры и к системе ее охлаждения.

Топливные баки будут, естественно, занимать большую часть объема ракеты, в связи с чем их форма и расположение в значительной мере определяют форму всего летательного аппарата.

Отношение веса баков к весу наполняющего их топлива при заданном давлении внутри баков остается неизменным при любых размерах сосудов. Если, например, для определенного количества жидкого кислорода потребуются эллипсоидальные баки весом 100 килограммов при внутреннем давлении 15 атмосфер, то для количества жидкого кислорода, в десять раз большего, при том же давлении и одинаковом напряжении материала такие баки должны весить в десять раз больше — 1 тонну.

Но при прочих равных условиях вес баков зависит от их формы. Так, продолговатые цилиндрические баки при том же объеме и давлении содержащегося в них жидкого кислорода должны были бы весить на одну треть больше эллипсоидальных. Шарообразные баки самые легкие, однако они представляют большое сопротивление при пересечении атмосферы.

Вообще материалы для постройки летательного аппарата должны быть особенно прочными, но в то же время достаточно легкими. Представление о пригодности того

или иного материала дает следующий наглядный пример. Предположим, что со стратостата выпускаются тросы, сделанные из разных материалов. При некоторой длине, вполне определенной для каждого материала, тросы оборвутся под действием своего собственного веса. Свинцовый трос оборвется уже при длине 0,1 километра, трос из олова — при 0,5, из цинка — при 1,7, из красной меди — при 2,6, из чугуна — при 3, из кованой стали — при 13, из дюралю — при 19, а из специальных сталей — при 20—24 километрах. Чем больше эта предельная длина, на которую нужно выпустить трос, чтобы он оборвался, тем более пригоден материал троса для постройки многих деталей ракеты и искусственного спутника.

Более труден вопрос о материале для камеры сгорания. Камера сгорания и сопло, как мы уже говорили, подвергаются одновременному действию давления и высокой температуры. Так, в современных ракетах давление газов в камере сгорания доходит до 100 атмосфер и больше, а температура до 3000—3500° С. Из известных материалов наиболее жароустойчивыми являются никелевые, кобальтовые и титановые сплавы, хромомолибденовая сталь, губчатые (пористые) металлы, керамики, огнеупоры. Имеются перспективы использования таких тугоплавких металлов, как молибден и вольфрам (температуры плавления соответственно около 2600 и 3400° С).

Обеспечение давления в пределах, безопасных для прочности камеры, достигается регулированием подачи топлива. Для предохранения же камеры от разрушительного влияния высокой температуры применяется поточное охлаждение одним из компонентов топлива. Поглощенная им теплота затем снова выделяется в камере сгорания.

Несмотря на высокие температуры в камере сгорания, предохранение ее от разрушения вполне возможно, тем более, что время работы двигателя при перелете на искусственный спутник будет измеряться лишь несколькими минутами.

Какую форму следует придать соплу ракеты, чтобы истекающие через него газы обладали самой большой скоростью? Казалось бы, что это вопрос второстепенного значения. Между тем его решение связано с одним из интереснейших эпизодов в истории развития техники, который решил вопрос «быть или не быть» высотной и космической ракете

В течение десятилетий инженеры и техники безуспешно добивались увеличения скорости истечения паров и газов. Но часто расчет показывал одни величины, а опыт давал совершенно иные результаты, несравненно худшие. В поисках решения экспериментаторы делали разные попытки. Они снабжали отверстие, проделанное, например, в стенке парового котла, закругленным изнутри отлично отполированным наконечником, увеличивали температуру и давление пара, уменьшали давление в сосуде, куда вытекает пар, доводили это давление до практического вакуума. И все напрасно: в наиболее узком сечении струи при данном давлении и плотности скорость истечения паров никогда не превышала скорости распространения звука. Практически это означало, что нельзя построить достаточно экономно работающей турбины, нельзя создать ракеты, развивающей большую скорость. Долгое время техники не находили выхода из этого тупика, пока шведский инженер Лаваль не применил сопло, которое сначала сужалось, а затем расширялось (в виде рупора). Пройдя самое узкое место — горловину сопла, где скорость истечения достигала скорости звука, пары и газы начали в раструбе двигаться с еще большей и все возрастающей скоростью. Изобретение такого сопла дало возможность приступить к постройке мощных турбин. Но едва ли инженеры того времени сознавали значение такого сопла для развития ракетной техники: именно это сопло открыло возможность во много раз увеличить эффективность ракеты.

5. Ракетные топлива

Топливом мы называем совокупность горючего вещества и окислителя. Современная техника занимается главным образом вопросами, касающимися горючего, так как окислитель (кислород) для обычных двигателей может черпаться в неограниченном количестве из атмосферы. Для ракет же оба компонента топлива имеют одинаково важное значение. На каких же топливах работает современная ракета и на каких топливах будет работать орбитальная ракета? Чтобы сделать правильный выбор топлива, следует сначала познакомиться с главнейшими свойствами горючих и окислителей.

Как известно, водород, соединяясь с кислородом, выделяет больше тепла, чем большая часть известных нам

горючих. Однако водород даже в жидком виде имеет очень малый удельный вес (он в четырнадцать раз легче воды) и, следовательно, требует значительно больших баков, чем любое другое горючее. Кроме того, получение жидкого водорода в больших количествах довольно затруднительно вследствие его низкой температуры кипения (-253°C). Более подходящим горючим оказываются ацетилен и метан в жидком виде.

В настоящее время считают, что наилучших результатов можно добиться горючим, находящимся в жидком виде, при нормальной температуре. Для таких горючих упрощается конструкция баков и не приходится применять специальных мер для защиты горючего от влияния температуры паружного воздуха; кроме того, такие горючие имеют большой удельный вес: они по меньшей мере в десять раз тяжелее жидкого водорода. Исходя из этих соображений, в настоящее время в качестве горючего для ракетного двигателя, работающего на жидком топливе, применяют жидкие углеводороды, как, например, керосин, газойль, бензин, скипидар, винный спирт, а также гидразин (соединение азота с водородом), анилин (органическое соединение) и другие.

С целью увеличения скорости истечения газов делаются также попытки применения горючих жидкостей, содержащих металл в виде металлической примеси или химического соединения («металлическое топливо»).

Как известно, атомный водород¹⁾ при образовании обыкновенного молекулярного водорода выделяет на единицу веса огромное количество энергии, далеко превышающее выделение энергии при реакциях сгорания (достаточно одного килограмма атомного водорода для того, чтобы нагреть полтонны ледяной воды до температуры кипения). Однако атомный водород весьма неустойчив (время пребывания в свободном состоянии атома водорода составляет лишь долю секунды) и пока еще не разработано способа его получения в больших количествах.

В последнее время возникли перспективы использования ядерного горючего. Однако до сих пор не удалось

¹⁾ Частицы атомного водорода находятся в свободном состоянии в виде атомов, в то время как в обычном водороде атомы соединены парно в молекулы.

использовать атомную энергию в летательных аппаратах и мы не станем рассматривать здесь этот вопрос.

Окислителем могут служить азотная кислота (с небольшой примесью серной кислоты для уменьшения ее коррозионного воздействия), хлорная кислота, тетранитрометан, 80—85-процентная перекись водорода и другие вещества, находящиеся при нормальных условиях в жидком виде. Некоторые вещества, входящие в состав этих окислителей, не участвуют в горении. Содержание кислорода в хлорной и азотной кислотах, например, составляет соответственно лишь 64 и 76 процентов, а в других окислителях, как в хлористом и азотистом калии, даже меньше 50 процентов.

Очевидно, с точки зрения полноты сгорания наиболее выгоден в качестве окислителя кислород. Этот самый распространенный на Земле окислитель сгущается при температуре -183°C в светло-синюю жидкость. Жидкий кислород на 13 процентов тяжелее воды, он затвердевает при -219°C .

Еще более выгоден был бы в качестве окислителя озон, так как реакция его разложения на кислород сопровождается выделением тепла (710 больших калорий на один килограмм), что существенно увеличивает теплотворную способность топливной смеси и, следовательно, дает возможность увеличить скорость истечения газов. Кроме того, температура кипения озона не так низка, а удельный вес в 1,5 раза больше, чем у кислорода (1,7 грамма в кубическом сантиметре в жидком виде), что позволяет уменьшить вес баков. Однако у озона имеются и недостатки: сильное окислительное действие на металлы и легкая взрываемость. Пока не удалось использовать озон в чистом виде в качестве окислителя в ракетных двигателях. Ввиду этого делаются попытки применить смесь жидкого озона с жидким кислородом. Такая смесь достаточно стабильна, то есть не разлагается, при условии, что содержание озона в ней меньше 25 процентов.

В последнее время все более широкое распространение находит в качестве окислителя применение фтора. Однако фтор весьма ядовит и он сохраняет ядовитые свойства даже после вступления в химическую реакцию. Поэтому выхлопные газы фторовых топлив, смешивающиеся с атмосферным воздухом, могут вызвать отравление живых существ в районе старта ракеты.

Нередко высказывается мнение, будто бы самую большую скорость истечения газов дают пороха, но это не так: скорость истечения газов зависит не от скорости химической реакции (горения) данного состава, которая для пороха действительно очень большая, а от его теплотворной способности. Теплотворная же способность пороховых смесей сравнительно невелика.

Точно так же, как порох, который имеет в своем составе кислород, необходимый для горения, имеются и жидкие топлива, сами содержащие и горючее и окислитель (однокомпонентное топливо). К таким топливам принадлежат смеси нитрата метила с метиловым спиртом, аммиака с азотнокислым аммонием или с закисью азота и др. Естественно, что такие топлива нуждаются только в одном баке и одном насосе. Однако во время работы двигателя на таком топливе огонь из камеры сгорания может переброситься в бак через трубы и насос. И хотя имеется возможность принять меры предосторожности, конструкторы навряд ли доверят такому двигателю пассажирскую ракету.

Из жидких двухкомпонентных топлив (то есть топлив, состоящих из горючего и окислителя) предпочтение отдается гидразину в сочетании с азотной кислотой. Гидразин — это бесцветная вязкая жидкость, значительно более тяжелая, чем большая часть других горючих, например углеводородов (ее удельный вес чуть больше, чем у воды). Азотная кислота также имеет ряд преимуществ перед другими окислителями, ее удельный вес доходит до 1,52 грамма на кубический сантиметр (концентрированная азотная кислота); давление паров небольшое; она химически устойчива и имеет низкую точку замерзания. Поэтому баки и для гидразина и для азотной кислоты могут быть небольшими и с достаточно тонкими стенками.

В настоящее время обычные топлива позволяют получать скорость истечения газов из ракеты примерно 2,5 километра в секунду. Если бы сгорание не сопровождалось никакими потерями, то при использовании лучших топлив скорость истечения газов достигала бы 6 километров в секунду и даже несколько больше. Можно надеяться, что практически эту скорость удастся довести до 4 километров в секунду.

Вообще, топливо для ракеты представляет тем большую ценность, чем большей скоростью истечения обла-

дают его продукты сгорания и чем больше его плотность. Первое требование вытекает непосредственно из основного закона движения ракеты, согласно которому скорость ракеты пропорциональна скорости выбрасываемых газов; второе же требование объясняется тем, что при большой плотности топлива необходимые объем и вес баков получаются меньшими, что позволяет сконструировать ракету с меньшим аэродинамическим сопротивлением.

Ценность топлива определяется еще его технологией, запасами сырья и степенью трудности его добывания, а также условиями хранения и транспортировки. В свою очередь эти вопросы связаны со стабильностью топлива, его взрывной безопасностью и степенью коррозионного воздействия на стенки баков.

Следует также учитывать и степень ядовитости топлива и возможность его вредного влияния на организм человека.

V. ЗАПУСК ИСКУССТВЕННОГО СПУТНИКА

1. Высота запуска искусственного спутника

На какую же высоту будут запускаться искусственные спутники? В этом вопросе мнения ученых резко расходятся. Если некоторые предлагают высоту в 200 километров над поверхностью Земли или даже меньше, то другие, опасаясь сопротивления земной атмосферы, указывают высоту в несколько тысяч километров. По той же причине были сделаны иные предложения: строить спутники вокруг Луны. Однако, как мы сейчас увидим, указанные опасения напрасны.

Какие обстоятельства должны учитываться при выборе высоты запуска искусственного спутника?

Небольшая высота полета искусственного спутника значительно облегчила бы перелеты между ним и Землей, так как ракетам приходилось бы развивать сравнительно небольшую скорость. Однако осуществление такого спутника встречает ряд препятствий: Прежде всего, даже если пренебречь сопротивлением воздуха, наличие гор не позволяет искусственному спутнику летать ниже 9 километров (высота Эвереста). Далее, спутник с круговой орбитой ни в коем случае не может пролетать ниже 21 километра над полюсом, так как иначе он неизбежно погрузился бы в океан или разбился о континенты в более низких широтах вследствие сплюснутости земного шара (напомним, что полярный радиус земного шара меньше экваториального радиуса на 21,5 километра). Не обеспечит безопасность даже удвоенная высота полета спутника над полюсом. В самом деле, в этом случае достаточно, чтобы по ошибке скорость ракеты в момент выключения двигателя оказалась на 0,08 процента меньше требуемой,

и спутник разобьется о поверхность Земли. Но и точное регулирование скорости не даст полной гарантии безопасности: при такой небольшой высоте полета малейшее отклонение от горизонтали грозит катастрофой.

Но мы совершенно не учли еще сопротивления воздуха. Если спутник был бы запущен на высоте даже в несколько десятков километров, то атмосфера все же препятствовала бы его движению, что привело бы к быстрому падению спутника на Землю. Поэтому искусственный спутник должен быть запущен за пределами плотных слоев воздушной оболочки Земли. На высоте 160 километров воздух настолько разрежен, что не представляет заметного сопротивления даже при космических скоростях, то есть скоростях, превышающих 8 километров в секунду. На высотах, превышающих двести километров, воздух практически уже не будет больше препятствовать движению спутника. Следовательно, описываемая им орбита будет оставаться круговой.

Незначительные изменения формы орбиты, происходящие все же и в этом случае вследствие замедления движения спутника, можно будет исправлять через длительные промежутки времени с помощью ракетного двигателя ценой ничтожного расхода топлива. Если этого не делать, то незначительные возмущения повлекут за собой все более и более серьезные отклонения от первоначальной орбиты. Если, например, искусственный спутник будет двигаться по эллиптической орбите, то сопротивление воздуха будет наиболее чувствительным во время прохождения спутника через перигей; под влиянием этого сопротивления эксцентриситет орбиты будет постепенно уменьшаться (см. стр. 49). Заметим, что даже в случае самого высокого вакуума, полученного в лабораторных условиях и соответствующего давлению воздуха на высоте примерно 75 километров, — 0,1 миллибара (миллибар — тысячная доля нормального атмосферного давления), один кубический миллиметр воздуха содержит еще около трех миллионов молекул. Это обстоятельство следует иметь в виду при изучении сопротивления воздуха, встречаемого летательным аппаратом в самых верхних слоях атмосферы. Теоретически даже метеорная пыль и давление солнечных лучей будут в какой-то степени создавать возмущения орбиты спутника, но сомнительно, чтобы они ощущались практически.

Разрабатываемые в настоящее время проекты предусматривают запуск искусственного спутника на высоту нескольких сот километров, хотя для дальнейшего увеличения высоты требуется затратить лишь немногим больше энергии. Объясняется это тем обстоятельством, что запуск спутника даже на минимальную высоту (в несколько сот километров) с необходимой точностью в скорости и ее направлении находится на грани возможностей современной ракетной техники.

2. Влияние вращения Земли

Выясним, имеет ли значение для запуска ракеты, предназначенной стать искусственным спутником Земли, географическое положение места запуска и направление взлета.

Представим себе две совершенно одинаковые ракеты, способные развить в свободном пространстве одну и ту же скорость. Пусть первая из этих ракет запускается с определенной скоростью в Эквадоре навстречу восходящему Солнцу и затем на высоте нескольких сот километров после выключения двигателя начинает обращаться вокруг Земли по круговой орбите. Допустим теперь, что вторая ракета запускается с такой же скоростью в Исландии и затем на той же высоте, как и для первой ракеты, выключается двигатель. Будет ли эта ракета, как и первая, обращаться вокруг Земли по круговой орбите? Нет, она начнет после выключения двигателя падать на Землю.

В чем же причина неудачи? Дело в том, что при запуске ракеты окружная скорость вращения земного шара складывается со скоростью орбитальной ракеты. На территории Эквадора окружная скорость Земли доходит до 465 метров в секунду (на экваторе), в то время как в Исландии она не превышает 207 метров в секунду (на самой южной оконечности острова).

Указанная выше нулевая круговая скорость, равная 7912 метрам в секунду (см. стр. 14), вычислена в предположении, что Земля не вращается вокруг своей оси. Следовательно, такая скорость достаточна ракете только для взлета с полюса. При взлете же из любой другой точки поверхности земного шара необходимо принять во внимание окружную скорость этой точки.

Например, на экваторе, где, как уже говорилось, окружная скорость равна 465 метрам в секунду, при взлете в восточном направлении, то есть в направлении вращения земного шара, достаточно развить скорость $7912 - 465 = 7447$ метров в секунду, в то время как при взлете на запад необходима скорость $7912 + 465 = 8377$ метров в секунду.

Итак, мы выяснили, что для максимального использования вращательного движения Земли ракетодом должен быть расположен возможно ближе к экватору.

Для запуска искусственного спутника, орбита которого проходит над полюсами, минимальная скорость потребуется при взлете с полюса, так как на полюсе не будет сказываться влияние вращения Земли. На экваторе же для того, чтобы заставить спутник пролетать над полюсами, понадобится совершать взлет со скоростью, на 14 метров в секунду большей, чем на полюсе, и в направлении, несколько отклоненном к Западу от меридионального.

Самая небольшая скорость потребовалась бы при запуске искусственного спутника с вершины горы Кения в экваториальной восточной Африке или с вершины Чимборасо в экваториальной Америке (Эквадор). Первая из этих вершин имеет высоту 5194 метра и ее окружная скорость равна 465,50 метра в секунду. Высота Чимборасо несколько больше — 6272 метра, но окружная скорость ее вершины несколько меньше; она равна 465,45 метра в секунду (вершина Чимборасо менее удалена от земной оси, чем вершина Кения).

Практически устройство стартовой площадки орбитальной ракеты на горной вершине с точки зрения лучшего использования вращательного движения Земли нецелесообразно, так как в лучшем случае выигрыш в скорости может составлять не более 38 сантиметров в секунду. Однако такой старт представлял бы некоторые практические преимущества, правда, не ввиду возможности использования вращательного движения Земли, а с точки зрения уменьшения сопротивления воздуха, так как с повышением места запуска поднимается граница звукового барьера ¹⁾.

¹⁾ Звуковой барьер — резкое увеличение сопротивления воздуха при достижении снарядом скорости звука

3. Круговой запуск искусственного спутника

Во всех рассмотренных выше случаях молчаливо допускалось, что при запуске искусственного спутника необходимая скорость сообщается ему мгновенно, а в дальнейшем полет совершается по инерции. В действительности же нарастание скорости должно происходить постепенно и, следовательно, запуск должен иметь некоторую продолжительность.

Предположим, что искусственный спутник запускается по круговой орбите на уровне моря. Здесь и в дальнейшем мы будем допускать (кроме случаев, когда это специально оговорено), что сопротивление воздуха отсутствует. Если нарастание скорости будет равно 40 метрам в секунду за секунду, то для достижения круговой скорости потребуется $7912 : 40 = 197,8$ секунды, и за это время ракета, предназначенная стать искусственным спутником, пройдет 782,5 километра.

Сколько на это израсходуется топлива? Это зависит от навигационных приемов.

Пусть, например, запускаемая орбитальная ракета снабжена двумя ракетными двигателями. При помощи одного из них спутник поддерживается на постоянной высоте до тех пор, пока благодаря работе другого не будет достигнута круговая скорость. Если бы на спутник действовало одно только притяжение Земли, то за первую секунду он приобрел бы вертикальную скорость падения, равную 9,814 метра в секунду, а к концу запуска он увеличил бы свою скорость в 197,8 раза, то есть до 1941 метра в секунду. Работа одного из двигателей должна была бы эту вертикальную скорость «нейтрализовать», чтобы удерживать спутник на соответствующей высоте, т. е. не дать ему упасть обратно на Землю. Но уже спустя 5 секунд ракета должна приобрести вследствие действия другого двигателя горизонтальную скорость в $40 \times 5 = 200$ метров в секунду (если нарастание скорости равно 40 метрам в секунду за секунду) и, если бы не притяжение Земли, она из-за кривизны поверхности земного шара удалась бы от нее за одну первую секунду на 6 миллиметров. В результате за эту первую секунду ракета приобрела бы вертикальную скорость падения не 9814 миллиметров в секунду, а 9808 миллиметров в секунду.

Спустя 105 секунд горизонтальная скорость ракеты составляла бы уже 4200 метров в секунду. Из-за кривизны земной поверхности ракета удалялась бы от нашей планеты со скоростью 2,766 метра в секунду, вследствие чего вертикальная скорость падения составляла бы уже только $9,814 - 2,766 = 7,048$ метра в секунду.

Дальнейшие расчеты показывают, что за время запуска искусственного спутника пришлось бы нейтрализовать в общей сложности скорость 1294 метров в секунду, что и составляет так называемые гравитационные потери скорости. По отношению к действительно приобретенной скорости 7912 метров в секунду гравитационные потери составляют 16,4 процента.

Но нет ли способа уменьшить эти потери? Оказывается, что есть. В рассмотренном случае один ракетный двигатель работал все время в вертикальном направлении, поддерживая ракету на определенной высоте, а другой — в горизонтальном направлении, разгоняя ее до круговой скорости. Используя принцип параллелограмма сил, можно заменить оба двигателя одним, создающим тягу под определенным углом к горизонту. Расчет показывает, что в этом случае гравитационные потери снизятся до 1,6 процента. Таким образом, если бы при скорости истечения газов из ракеты, равной 4 километрам в секунду, не было никаких потерь, то согласно формуле Циолковского (стр. 75) топлива требовалось бы в 6,23 раза больше конечного веса ракеты, а с учетом потерь — в 6,46 раза больше.

Мы видим, что при описанном навигационном приеме гравитационные потери будут весьма небольшими.

4. Запуск искусственного спутника по прямоугольной траектории

Из-за наличия атмосферы изложенный выше способ запуска, естественно, неосуществим. Практически первым этапом запуска спутника должен быть взлет на большую высоту, где сопротивление воздуха уже неощутимо.

Самым простым является следующий способ запуска. Ракета взлетает сначала вертикально. В момент, когда она достигает своего потолка и на мгновение останавливается (ее скорость обращается в нуль), ей сообщается круговая скорость. Таким образом, траектория взлета имеет прямоугольный излом.

Чем выше мы желаем запустить спутник таким способом, тем больше должна быть скорость, требуемая для вертикального разгона. Но чем больше высота, тем меньше круговая скорость. Для того чтобы забросить тело

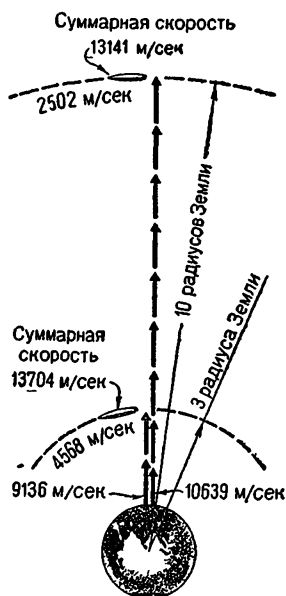


Рис. 18 Запуск искусственного спутника по прямоугольной траектории: орбитальной ракете при взлете сообщается скорость в вертикальном направлении, а на потолке — в горизонтальном. Иногда, как это показано на рисунке, может получиться, что при запуске по такому методу на большую высоту потребуются израсходовать меньше топлива.

(ракету, искусственный спутник) на высоту одного, полутора, двух радиусов Земли, требуются начальные скорости соответственно 7912, 8667, 9136 метров в секунду. Круговые же скорости на соответствующих высотах составляют 5595, 5004, 4568 метров в секунду. Если допустить, что все эти скорости сообщаются ракете мгновенно, то получается, что для запуска искусственного спутника на упомянутые высоты потребуются суммарные скорости¹⁾, соответственно равные $7912 + 8667 = 13\,507$, $8667 + 5002 = 13\,671$ и $9136 + 4568 = 13\,704$ метра в секунду.

Запуск по такой траектории, которую можно назвать прямоугольной, требует самых простых навигационных приемов, но с точки зрения расхода топлива он весьма невыгоден. Правда, при увеличении высоты запуска искусственного спутника гравитационные потери могут уменьшиться настолько, что суммарная скорость может оказаться даже меньшей при запуске на большую высоту.

Так, например, если радиус круговой орбиты будет расти от трех до десяти радиусов Земли, то необходимая суммарная скорость будет постепенно падать с

13 704 до 13 141 метра в секунду (рис. 18) Здесь мы сталкиваемся с одним из парадоксов астронавтики.

¹⁾ Суммарной скоростью мы называем арифметическую сумму скоростей, сообщенных ракете в различные моменты ее запуска.

В заключение заметим, что как при только что изложенном способе запуска искусственного спутника, так и при любом другом способе запуска, работа, затраченная на подъем искусственного спутника до его орбиты, не пропорциональна высоте, так как величина силы тяжести уменьшается с увеличением расстояния от центра планеты. Правда, подъем груза на высоту двух метров требует в два раза большей работы, чем подъем его на один метр, но для того, чтобы поднять груз (например, искусственный спутник) на сто миллионов метров, вовсе не требуется совершить в сто миллионов раз большую работу. В самом деле, благодаря свойству силы тяготения уменьшаться с высотой обратно пропорционально квадрату расстояния здесь получается огромная экономия: энергии потребуется в 16,7 раза меньше той величины, которую дает обычный расчет, когда сила тяжести предполагается не изменяющейся с высотой.

Допустим, что мы подняли искусственный спутник на высоту, равную радиусу Земли, и затратили для этой цели определенное количество энергии. Оказывается, если мы будем продолжать подъем, то для того, чтобы искусственный спутник поднялся на высоту двух радиусов Земли, нам потребуется не в два раза больше энергии, а как показывает расчет, всего лишь на $\frac{1}{3}$ больше. А при каждом следующем подъеме на такую же добавочную высоту мы затратим лишь $\frac{1}{6}$, $\frac{1}{10}$, $\frac{1}{15}$ той работы, которую мы выполнили при подъеме на высоту одного радиуса.

5. Запуск искусственного спутника по полуэллиптической траектории

В литературе по астронавтике считается общепризнанным (Гоман, Оберт, Пирке, Эсно-Пельтри, Лоден и др.), что при отсутствии сопротивляющейся среды суммарная скорость, необходимая для перехода на круговую орбиту, будет минимальной, если этот переход будет совершаться по полуэллиптической траектории, касательной к орбите. В случае запуска искусственного спутника один конец полуэллипса должен касаться поверхности Земли, а другой конец — круговой орбиты (рис. 19). В случае же перелета с одного искусственного спутника на другой каждый из концов полуэллипса должен касаться своей круговой орбиты.

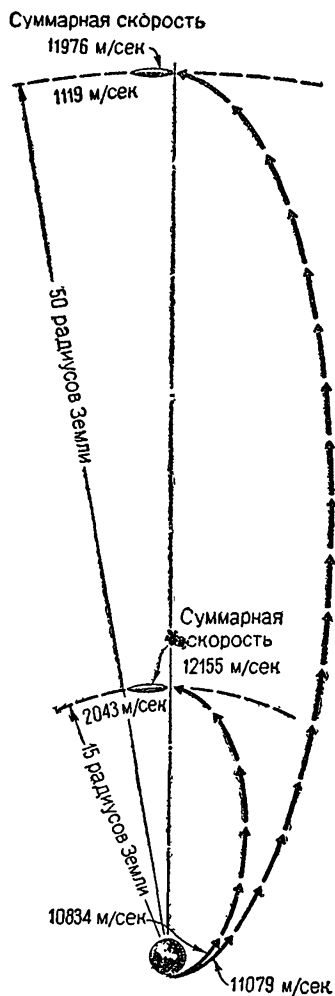


Рис 19 Запуск искусственного спутника по полуэллиптической траектории орбитальной ракеты двукратно сообщается горизонтальная скорость—при взлете с поверхности Земли и в апогее. При этом иногда может получиться, что при запуске на большую высоту потребуется израсходовать меньше топлива

И при таком способе запуска, как и при рассмотренном выше, может иногда получиться, что легче забросить спутник на большую высоту, чем на более низкую.

Допустим, что мы запустили у поверхности Земли горизонтально две ракеты со скоростями 10 834 и 11 079 метров в секунду (рис. 19). Если пренебречь сопротивлением воздуха, то ракеты взлетят по полуэллипсам и достигнут, как показывает расчет, наибольшей высоты, равной соответственно 15 и 50 радиусам Земли (считая от центра Земли). По мере подъема ракет их скорости будут убывать, и на потолке они будут равны соответственно 722 и 222 метрам в секунду. Чтобы перейти на круговую орбиту, первой ракете следует ускорить свое движение на 1321 метр в секунду, а второй на 897 метров в секунду. Таким образом, первая ракета должна быть способна развить суммарную скорость 12 155 метров в секунду, а вторая — 11 976 метров в секунду. Мы опять сталкиваемся с парадоксальным явлением

Однако, если этим же методом запускать искусственный спутник на меньшие высоты, например, на десять, шесть и т. д. радиусов Земли, расход топлива будет получаться все меньше и меньше.

6. Запуск искусственного спутника по баллистической эллиптической дуге

В одном из рассмотренных выше случаев взлет орбитальной ракеты осуществлялся вертикально (стр. 91—92), в другом — горизонтально (стр. 93—94). Как мы видели, каждый из этих методов запуска имеет свои преимущества и недостатки. Естественно, что компромиссное решение, то есть наклонный взлет, может практически дать хороший результат.

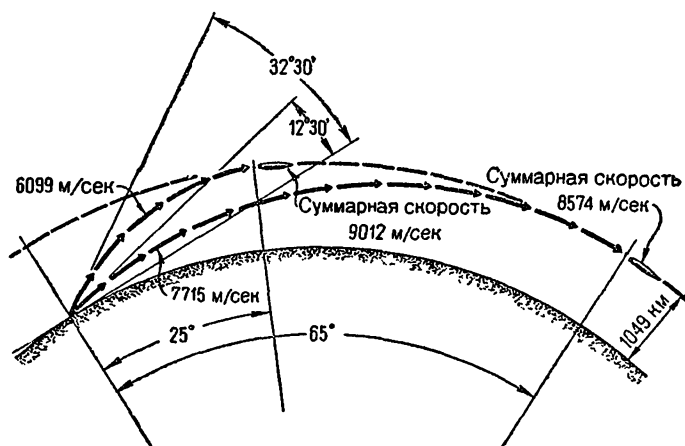


Рис 20 Запуск искусственного спутника по баллистической эллиптической дуге орбитальной ракете при взлете сообщается скорость в направлении под углом к горизонту, а на потолке — в горизонтальном направлении. Как видно из рисунка, взлет на одну и ту же высоту может совершиться под одним из двух возможных углов.

Под каким же углом лучше всего взлететь? Фактически задача сводится к тому, как лучше использовать определенную скорость для получения максимальной горизонтальной составляющей этой скорости при возможно большем потолке. В основном эта задача совпадает с баллистической задачей: под каким углом следует выбросить снаряд, чтобы он достиг максимальной дальности. Очевидно, что чем выше поднимется снаряд, тем дольше он будет лететь в горизонтальном направлении и тем большего расстояния достигнет.

Получив разгон, соответствующий указанным оптимальным требованиям, ракета начнет двигаться по дуге эллипса. И когда на потолке, в апогее, ее скорость станет параллельной поверхности Земли, двигатель опять включается, и скорость ракеты доводится до местной круговой.

Этот способ позволяет забросить искусственный спутник на высоту, не превышающую 1321 километра. Такой высоты вполне достаточно, так как даже на меньших высотах сопротивление воздуха практически не будет давать себя знать.

Для запуска искусственного спутника на высоту, меньшую максимальной, взлет может совершаться под одним из двух возможных углов (рис. 20).

Если пренебречь сопротивлением воздуха, то суммарная скорость при взлете по баллистической эллиптической дуге получается несколько больше, чем при взлете по полуэллипсу, но значительно меньше, чем в случае взлета по прямоугольной траектории. Практически ракета должна пересечь земную атмосферу, т. е. лететь в сопротивляющейся среде, и поэтому запуск по баллистической эллиптической дуге более выгоден, чем по другим траекториям.

7. Запуск искусственного спутника по обходной траектории

Если спросить любого человека, целесообразно ли с точки зрения экономии топлива летать из Лондона в Москву через Нью-Йорк, то он, несомненно, подумает, что с ним шутят. Мало того, что эти города находятся в противоположных по отношению к Лондону направлениях, Нью-Йорк ведь вдобавок в два с лишним раза дальше от Москвы, чем Лондон. Ясно, что такой обходный перелет связан с громадной ненужной затратой топлива. Совсем по-иному обстоит дело в астронавтике, в частности при перелете с Земли на искусственный спутник. В ряде случаев при перелете на круговую орбиту по особой траектории, которую мы будем называть обходной (рис. 21), суммарная скорость получается меньшей, чем в случае следования по полуэллиптической переходной траектории. Такая траектория может пригодиться не только для перелета с Земли на искусственный спутник, но также для перехода с одного искусственного или естественного спутника на другой, более отдаленный,

Допустим, что астронавты отправляются с Земли на искусственный спутник, находящийся от центра нашей

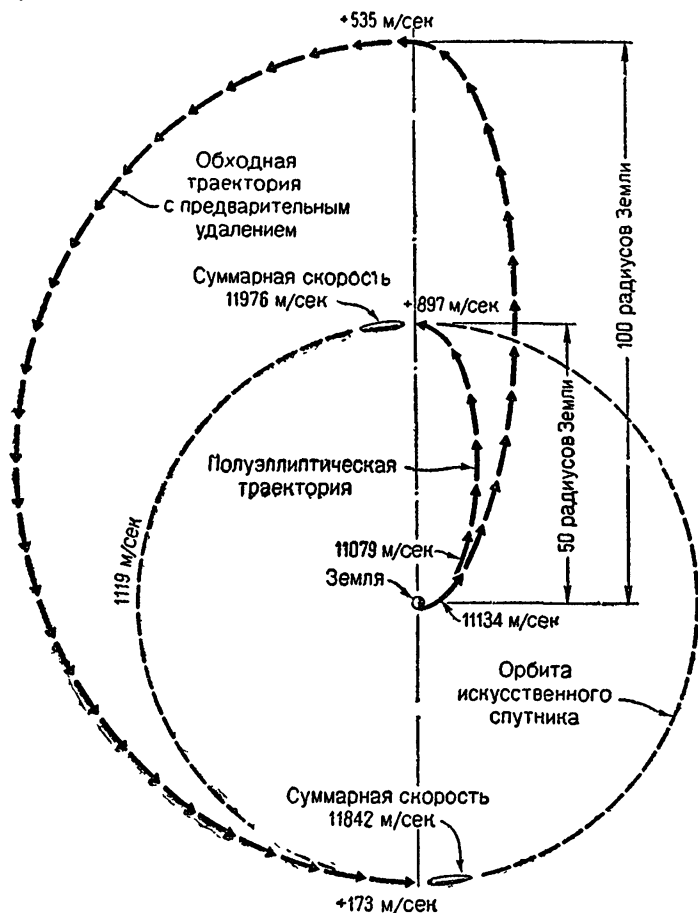


Рис. 21. Иногда астронавты вынуждены будут лететь на искусственный спутник не по более короткому пути — полуэллипсу, а по более длинному — обходной траектории с предварительным удалением, экономя топливо, но проигрывая во времени.

планеты на расстоянии, равном 50 радиусам Земли, то есть в районе орбиты Луны. Следуя по полуэллиптической траектории, ракета постепенно приближается к орбите

искусственного спутника. Но иногда для уменьшения расхода топлива оказывается более выгодным лететь по обходной траектории с предварительным удалением. Для этого ракета должна по полуэллиптической кривой подняться сначала на высоту, например, в два раза превышающую расстояние от Земли до искусственного спутника. Достигнув наивысшей точки, астронавты снова включают двигатель, чтобы «торможением» уменьшить скорость ракеты и заставить ее по новой полуэллиптической траектории направиться к искусственному спутнику. Этот путь, при котором ракета описывает нечто вроде незаконченной «мертвой петли», будет намного длиннее обычной, полуэллиптической траектории. Однако выигрыш в суммарной скорости ракеты по сравнению с перелетом по короткому пути составит 134 метра в секунду, а экономия в топливе по отношению к весу пустой ракеты при скорости истечения газов в 4 километра в секунду — 66 процентов. Объясняется это тем, что при полете по более длинной и пологой траектории двигатель надо включать на более короткое время только тогда, когда необходимо изменить скорость и тем самым дальнейший путь корабля; остальное время корабль летит по инерции.

Можно представить себе случай, когда такой обходной маршрут — «астронавтическая петля», выручит экипаж, который, поднимаясь по полуэллипсу, перерасходовал топливо и поэтому не может перевести свой корабль на круговую орбиту движущегося искусственного спутника. Тогда пилот может сообщить ракете дополнительный разгон, и ракета пересечет орбиту спутника, поднимаясь вверх. Затем, уменьшив в апогее с помощью двигателя свою скорость, корабль начнет возвращаться к спутнику по новой полуэллиптической траектории. На такой перелет уйдет больше времени, но зато экипаж все же сможет достигнуть намеченной цели.

«Астронавтическая петля» может быть использована в некоторых межпланетных перелетах, например при полете на Луну, а также для учебных целей — исследования межпланетного пространства. Наконец, теоретический расчет показывает, что запуск искусственной планеты на большое расстояние от Солнца по «астронавтической петле» требует меньшего расхода топлива, чем по полуэллиптической кривой.

8 Теоретический случай запуска искусственного спутника при минимальном расходе топлива

Для того чтобы превратить тело в искусственный спутник планеты, обращающийся вблизи ее поверхности, теоретически требуется затратить столько энергии, сколько потребовалось бы для поднятия этого же тела на высоту, равную радиусу планеты. Это в два раза меньше, чем нужно для освобождения тела от силы притяжения планеты и удаления его в бесконечность.

С увеличением желаемой высоты полета потенциальная энергия спутника увеличивается, а его кинетическая энергия (энергия движения) уменьшается, так как уменьшается круговая скорость (см. стр. 14). На высоте, равной половине радиуса Земли, кинетическая энергия искусственного спутника равна его потенциальной энергии. Для искусственного спутника, двигающегося на орбите Луны, потенциальная энергия превышала бы кинетическую энергию почти в сто раз.

Во всех рассматриваемых выше способах запуска искусственного спутника суммарная скорость, сообщаемая ракете для перевода ее на круговую орбиту, превышала теоретическую минимальную скорость. Нельзя ли найти такой, хотя бы чисто теоретический, способ запуска ракеты, чтобы суммарная скорость ее была минимальной?

Предположим, что к мгновенно разгоняемой ракете прикреплен конец невесомого, натянутого на поверхности Земли каната; длина его равна высоте, на которой будет летать ракета-спутник (рис. 22). Ракета запускается вертикально с минимальной скоростью, теоретически необходимой для превращения ракеты (или радиозонда) в искусственный спутник Земли (сопротивление воздуха не принимается во внимание). Но так как ракета прикреплена к канату, она не сможет взлететь по вертикали: натянутый канат будет искривлять ее траекторию. При выключенном двигателе ракета полетит по дуге. По мере того как она станет подниматься все выше и выше, ее движение будет замедляться. И в момент достижения потолка, когда ракета полетит горизонтально, скорость ее будет равна расчетной круговой на данной высоте. В это время канат отцепляется от ракеты и она начинает вращаться вокруг Земли по круговой орбите.

Допустим, что такая ракета-спутник должна двигаться по круговой орбите на 200-километровой высоте с соответствующей этой высоте круговой скоростью 7791 метр в секунду; тогда достаточно у поверхности Земли разогнать ее до скорости 8031 метр в секунду. Если двигатель ракеты выбрасывает газы со скоростью 2,5 километра в секунду, то, согласно формуле Циолковского,

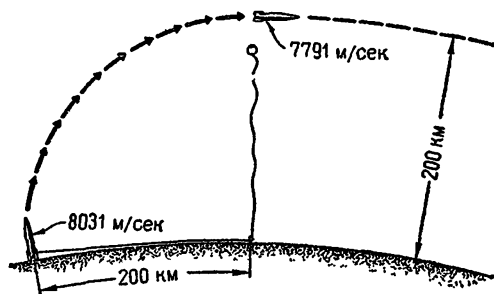


Рис 22 При кордовом запуске искусственного спутника (теоретический случай) расход топлива получился бы наименьшим. Необходимую скорость следовало бы сообщить ракете в один прием у самой поверхности Земли, далее ракета полетит по кривой при выключенном двигателе

количество топлива должно превысить в 19,4 раза вес пустой одноступенчатой ракеты.

При описываемом кордовом (на привязи) запуске искусственного спутника с поверхности Земли расход топлива получается теоретически наименьшим. Происходит это потому, что в отличие от свободного взлета в этом случае на искривление траектории топлива не расходуется: траектория искривляется канатом. Кроме того, при кордовом запуске необходимую скорость можно сообщить ракете в один прием, у самой Земли.

Приведенное здесь рассуждение можно обратить. Мысленно набросим на движущийся искусственный спутник невесомый трос, привязанный другим концом к Земле в точке, находящейся как раз под спутником. Тогда спутник начнет падать на землю по дуге окружности и врежется в почву со скоростью, большей скорости его кругового движения по орбите и равной минимальной скорости запуска искусственного спутника.

Как уже было сказано выше, изложенный здесь способ запуска искусственного спутника имеет лишь теоретический интерес. Тем не менее полученные выводы позволяют определить условия запуска искусственного спутника с минимальной затратой энергии и, следовательно, помогают найти путь к решению задачи самого экономного запуска искусственного спутника

Поскольку указанная здесь скорость является самой малой для достижения искусственного спутника (или для запуска его) на определенной высоте, она может служить в качестве единицы при сравнении суммарных скоростей, необходимых для этого (таблица 7).

Таблица 7

Минимальная скорость, теоретически необходимая
для запуска искусственного спутника

Высота полета в километрах	Минимальная скорость запуска искусственного спутника в метрах в секунду	На сколько процентов минимальная скорость запуска спутника больше местной круговой скорости
0	7912	0
200	8031	1,50
300	8088	2,22
400	8142	2,91
500	8194	3,56
1000	8431	6,56
2000	8806	11,30
3000	9090	14,89
4000	9312	17,69
5000	9493	19,98
6000	9640	21,84
6378	9690	22,47
7000	9765	26,39

9. Оптимальная траектория запуска искусственного спутника

Вопрос о выборе траектории для запуска ракеты-спутника, а также для последующего перелета на искусственный спутник (в обоих случаях траектория одна и та же) имеет большое значение. Траектории, требующие сравнительно небольшого расхода топлива, очень сложны. Летя по ним, ракета должна постоянно менять направление и ускорение движения (Оберт, ФРГ; Лоден, Великобритания). Если же лететь по упрощенной траектории

(например, подняться сначала вертикально, а на потолке перейти в горизонтальный полет), то расход топлива может оказаться бóльшим, чем для достижения ближайших планет по правильно рассчитанной траектории.

Чем быстрее космическая ракета достигнет необходимой скорости, тем меньше потребуется топлива. Следовательно, огромную экономию топлива можно получить, если мгновенно разогнать ракету до нужной скорости, а затем продолжать полет по инерции, с выключенным двигателем. Но это, как уже было сказано, практически невозможно: ракета, естественно, может набирать скорость только постепенно, по мере сгорания топлива. Кроме того, величина ускорения при взлете ограничена выносливостью человеческого организма.

Почему же при больших ускорениях требуется меньше топлива? Сила земного притяжения уменьшает тягу ракеты, но эта убыль тем меньше, чем меньше времени двигателю приходится бороться с этой силой.

Пусть мы имеем две ракеты. Одна движется в свободном пространстве с ежесекундным приращением скорости в 15 метров в секунду, а вторая — с вдвое большим ускорением. Спустя 2 секунды с начала движения первая ракета будет обладать скоростью 30 метров в секунду, вторая же ракета достигнет такой же скорости еще в конце первой секунды.

Пусть теперь эти ракеты взлетают вертикально с поверхности Земли. Сила притяжения нашей планеты за каждую секунду будет уменьшать их скорость примерно на 10 метров в секунду. Спустя две секунды первая ракета будет обладать скоростью $(15 - 10) \times 2 = 10$ метров в секунду, а вторая по истечении одной секунды будет двигаться со скоростью $(30 - 10) \times 1 = 20$ метров в секунду. Если мы сравним этот результат с тем, что было в свободном пространстве, то увидим, что гравитационные потери (стр. 91) сказались меньше на ракете с бóльшим ускорением: ей понадобится меньше топлива для достижения определенной скорости (сопротивлением воздуха мы пренебрегаем). Если же, наоборот, сила реактивной тяги будет меньше веса ракеты, то она и вовсе не поднимется.

Во время подъема ракеты ей приходится одновременно, преодолевая земное притяжение и сопротивление воздуха. С точки зрения экономии топлива оба эти фактора

ставят прямо противоположные требования. С одной стороны, как уже было сказано, чем больше ускорение ракеты, тем быстрее она достигнет необходимой скорости и высоты и тем меньше нужен запас топлива. Но с другой стороны, чем больше ускорение ракеты, тем больше сопротивление воздуха и тем больше требуется топлива для его преодоления. Далее, хотя при вертикальном полете вверх притяжение Земли значительно тормозит скорость ракеты, но зато при таком полете быстрее всего уменьшается плотность воздуха, а следовательно, и его сопротивление. При горизонтальном же полете притяжение Земли лишь незначительно тормозит скорость ракеты. Если, например, величина реактивной силы, то есть тяги, вызванной работой ракетного двигателя, превышает силу тяжести в четыре раза, то гравитационные потери скорости составляют при вертикальном полете 25 процентов, а при горизонтальном — 3,5 процента.

Эти противоречивые условия в большой степени осложняют решение вопроса о выборе наиболее выгодной траектории перелета на орбиту искусственного спутника. Как показывают расчеты, довольно экономной будет следующая траектория взлета: сначала ракета направляется почти вертикально вверх, а затем после достижения ею значительной, но не максимальной высоты поворачивается на 90 градусов так, чтобы тяга двигателя была направлена параллельно поверхности Земли. Таким образом, ракета, набирая горизонтальную скорость, продолжает подниматься по инерции до момента достижения ею круговой орбиты.

С целью уменьшения сопротивления воздуха некоторые авторы считают целесообразным предварительно поднять орбитальную ракету для запуска минимального искусственного спутника на определенную высоту при помощи дирижаблей или воздушных шаров наподобие того, как это иногда делается при запуске высотных ракет (Оберт, Ван-Аллен и др.).

Предлагались траектории перехода на круговую орбиту с непрерывно работающим двигателем (без переходного пассивного участка). Однако такие траектории не имеют практического значения, так как если ограничиться небольшим расходом топлива, то траектория будет пролегать сравнительно низко, в весьма плотных слоях атмосферы. Если же поднять орбиту спутника за пределы

сколь угодно плотной атмосферы, то ускорение реактивной силы получится небольшим и расход топлива огромным. Поэтому при запуске искусственного спутника активный участок траектории должен составлять не одну непрерывную дугу, а несколько дуг, разделенных пассивными участками. Например, для трехступенчатой ракеты перерыв хорошо устроить после выгорания второй ступени. Когда ракета достигает потолка, вступает в действие третья ступень, которая доводит скорость спутника до местной круговой скорости.

В частности, такой метод запуска искусственного спутника предполагается применить в уже упоминавшемся американском проекте «Авангард»: активный участок траектории не будет непрерывным, а будет разделен пассивным участком длиной в несколько сот километров. Хвостовая ступень ракеты будет сброшена на 65-м километре активного участка, средняя — на высоте 209 километров и, наконец, на высоте около 483 километров и на расстоянии 1127 километров от места старта, где, согласно проекту, будет достигнута местная круговая скорость, из головной ступени будет вытолкнут искусственный спутник. Хвостовая ступень сообщит спутнику 15% необходимой скорости, средняя — 32% и головная — 50%. Остальная доля скорости будет сообщена ракете вращением земной коры (на мысе Канаверал, в штате Флорида, США, откуда будут запускаться упомянутые ракеты, окружная скорость составляет 395 метров в секунду).

Допускается, что вследствие неизбежных отклонений скорости ракеты от заданного значения и направления в конце активного участка фактическая орбита спутника будет эллиптической и высота его полета будет колебаться в пределах от 320 до 1300 километров. Время подъема спутника до круговой орбиты составит не более 10 минут.

Согласно предварительным расчетам французского ученого Васси, запуск спутника на высоту 515 километров может быть осуществлен в течение 364 секунд при ускорении, в 17 раз превышающем ускорение свободного падения у поверхности Земли.

Круговая скорость, вероятно, может быть достигнута также на крылатой ракете (Ф. А. Цандер). Хотя такое решение вопроса о полете на искусственный спутник редко встречается в современной литературе, оно не ли-

шено научной основы. На IV Международном астронавтическом конгрессе некоторые ученые (Фике, Дейнерт, Нейбер и Гебауэр) доказывали, что с помощью крылатой ракеты можно получить определенную экономию топлива при перелете на искусственный спутник.

Как уже было сказано выше, искусственные спутники больших размеров будут запускаться последовательно — по частям. Соединение отдельных ракет в одну цельную конструкцию возможно будет, конечно, только при одинаковой скорости всех ракет. Напомним, что при движении двух железнодорожных поездов, следующих в одном направлении по параллельным путям с точно одинаковыми скоростями, пассажиры обоих поездов все время будут видеть друг друга. Если бы железнодорожные пути были расположены достаточно близко друг от друга, то пассажиры обоих поездов могли бы свободно переходить с одного мчащегося поезда в другой.

Из сказанного следует также, что ракеты, перелетающие с Земли на искусственный спутник, должны будут к моменту «причаливания» к спутнику сравнять свою скорость с его скоростью.

10. Корректирование траектории

Современную высотную ракету от космической отличают не только показатели высоты, дальности и скорости. Имеется еще весьма важный критерий для определения пригодности ракеты в качестве космического летательного аппарата — точность попадания в цель. Между тем явным недостатком различных современных жидкостных ракет является то, что имеются существенные отклонения практических достижений от теоретических показателей.

Как показал опыт второй мировой войны, несмотря на идентичную конструкцию и идентичные условия запуска, ракеты рассеивались на большой площади. Так, например, из 1027 ракет Фау-2, выброшенных немцами во время второй мировой войны на европейском материке, только 600 достигло цели на территории Великобритании с отклонением, не превышающим 40%, а 79 ракет вовсе не поднялись. Это свойство присуще даже лучшим современным ракетам. Многочисленные испытания ракет, произведенные в течение многих лет на полигоне Уайт-Сэндс в США, также наглядно показали, что жидкостная ракета — это

весьма капризный летательный аппарат: из 66 ракет типа Фау-2, запущенных вертикально, лишь 32 летели более или менее хорошо; одна из них поднялась на 213 километров, двенадцать других ракет взлетели немногим выше 80 километров, три ракеты поднялись до высоты 29 километров. В четырнадцати ракетах оказалась в неисправности система управления, в пятнадцати — двигательная система, в трех обнаружилось разные другие неполадки. И все это после многократной и тщательной проверки ракет на заводском стенде и на полигоне!

По сравнению с пороховыми жидкостные ракеты имеют один существенный недостаток в них не выгорает все топливо, и па дне баков обычно остается некоторое количество горючего или окислителя. Причиной этого является неточная работа дозаторов, регулирующих подачу компонентов топлива. Когда, например, прекращается подача горючего в камеру сгорания и пламя гаснет, в баках остается еще некоторое количество неиспользованного окислителя, что снижает скорость, дальность и высоту полета ракеты. Можно значительно улучшить показатели, полученные жидкостными ракетами, если создать идеально работающие дозаторы, которые подавали бы в камеру сгорания компоненты топлива строго в пропорции, соответствующей остающемуся в любой момент в баках горючему и окислителю. Но даже в значительно более простых, статических условиях такие устройства работают с точностью не более 2 процентов.

В случае запуска искусственного спутника, когда обязательно должны быть выдержаны строго определенные скорости и угол взлета, малейшее отклонение от программы взлета недопустимо. Поэтому орбитальная ракета должна быть снаряжена запасом топлива для компенсации возможных погрешностей.

Опыт, полученный при запуске ракет типа «Викинг», дает возможность оценить запас топлива, необходимый для корректирования траектории. Эти ракеты в большей части случаев достигали высоты, несколько превышающей среднюю предвычисленную, но все же значительно меньшую теоретически максимальной высоты (так, например, была достигнута высота 219 километров для случая, когда по расчетам максимальная высота должна была составлять 354 километра). На основе этих данных Розен и Снодграсс (США) рассчитали влияние неиспользован-

ных 2,5 процента топлива на высоты и скорости, достигнутые тремя орбитальными составными ракетами. Полезный груз этих ракет при стартовом весе от 4,5 до 5524 тонн колеблется от 45 килограммов до 36,5 тонны, высота орбит 322 — 1730 километров. Оказывается, что в этом случае потолок двух первых ракет был бы значительно ниже запланированного, третья же ракета вовсе не смогла бы достичь круговой орбиты. Предусмотренные расчетом высота и скорость движения спутника могли бы быть получены только в том случае, если бы скорость истечения газов была увеличена на 3—5 процентов (за счет улучшения топлива) или же стартовый вес на 10—20 процентов (большие запасы топлива).

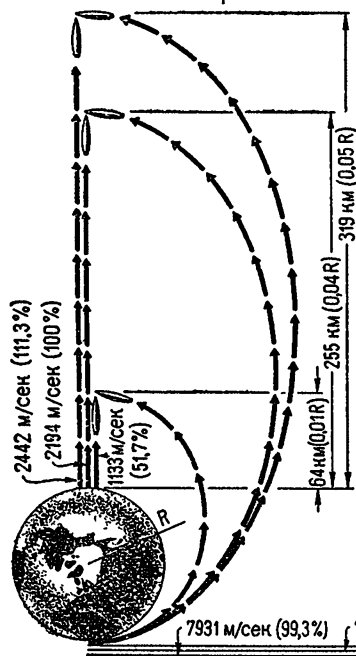
Но и при наличии достаточного количества топлива корректирование траектории может оказаться весьма сложным, так как незначительная разница в скорости отлета влечет за собой огромные изменения радиуса досягаемости ракеты. Допустим, например, что мы решили запустить спутник по полуэллипсу на высоту 255 километров. Для этого требуется скорость отлета 7989 метров в секунду (рис. 23). Если автопилот несколько запоздает и развитая скорость окажется на 0,23 процента больше, то ракета поднимется, как показывают расчеты, на 319 километров, то есть высота окажется на 25 процентов больше. Иными словами, здесь увеличение высоты будет в сто с лишним раз больше, чем увеличение скорости. Если же скорость отлета окажется на 0,72 процента меньше, то ракета поднимется всего на 64 километра, то есть на одну четверть запланированной высоты.

При запуске спутника по другой переходной траектории отклонение от необходимой скорости может вызвать значительно меньшее отклонение от программы. Сравним, например, только что указанные результаты с рассмотренным выше прямоугольным запуском. Для вертикального взлета до высоты 255 километров требуется начальная скорость 2194 метра в секунду. Для повышения этого потолка на 25 процентов требуется увеличить скорость до 2442 метров в секунду, то есть на 11,27 процента. Для четырехкратного же снижения потолка скорости следует уменьшить скорость до 1133 метров в секунду, то есть на 49,26 процента.

Как видно, с точки зрения возможности корректирования запуска предпочтительнее прямоугольная траектория,

но такой способ запуска, как уже было сказано, весьма неэкономичен.

Скорость ракеты должна быть тщательно отрегулирована не только при отлете ракеты с Земли, но в равной



мере и в момент ее перехода на спроектированную орбиту.

Если скорость спутника, который должен вращаться по круговой орбите, не довести с достаточной точностью до расчетного значения, то спутник не сможет удержаться на предусмотренной высоте и начнет снижаться, двигаясь уже не по кругу, а по эллиптической орбите, расположенной внутри круговой, что может привести к последующему падению спутника на поверхность Земли. Искусственному спутнику, запу-

Рис 23 При запуске по полуэллипсу минимальные отклонения в начальной скорости орбитальной ракеты влекут за собой огромные различия в достигнутых потолках. Вертикальный метод запуска не имеет этих недостатков, так как в этом случае только значительные отклонения от расчетной скорости могут повлечь за собой изменения высоты, равные предыдущим (На рисунке высоты запусков в сравнении с размерами Земли преувеличены)

щенному на высоту 200 километров, такая опасность угрожает уже тогда, когда действительная скорость всего на 60 метров в секунду меньше расчетной. Для высоты полета в 500 километров допустимое предельное отклонение скорости увеличивается до 145 метров в секунду. С дальнейшим увеличением высоты запуска допустимое отклонение скорости увеличивается, но лишь до опреде-

ленного предела, а именно до 1500 метров в секунду для искусственных спутников, летящих на высоте около 35 000 километров. На еще больших расстояниях от Земли это допустимое отклонение скорости, влекущее за собой падение спутника на поверхность Земли, постепенно снижается, стремясь к нулю.

Высказанное относится к случаю отсутствия атмосферы. В действительности же сопротивление атмосферы может вызвать гибель искусственного спутника и при менее значительной ошибке в скорости, чем указанная выше. Если вследствие такой ошибки спутник перейдет на эллиптическую орбиту, пролегающую в более или менее плотных слоях атмосферы, то он при этом накалится от трения и может сгореть, как метеор, не достигнув даже поверхности Земли. Но если он даже не сгорит и пересечет всю атмосферу в сохранности, то при последующем падении на Землю он врежется в почву, как метеорит.

Приведенные соображения красноречиво говорят о трудностях, связанных с сооружением искусственного спутника. В самом деле, при запуске спутника на высоту от 200 до 500 километров достаточно отклонения значения скорости на 1—2 процента от расчетной, чтобы задача не была выполнена. Но даже если будет выдержано точно значение расчетной круговой скорости, успех не всегда будет обеспечен: на определенной высоте необходимая скорость должна быть направлена строго горизонтально, иначе орбита получится не круговой, а эллиптической. Если при этом скорость искусственного спутника будет отклонена вверх, то он пройдет сначала через апогей; если же скорость будет направлена вниз, то искусственный спутник пройдет сначала через перигей, который может быть расположен... и под поверхностью Земли (то есть спутник разобьется). Как видим, обеспечение необходимого направления скорости представляет дополнительную трудность. Все это, кстати, говорит также и о большой уязвимости спутника.

Любопытно, однако, что если направление скорости в конце активного участка и не будет выдержано, но в точности будет выдержана величина расчетной скорости, то период обращения спутника от этого не изменится. Но такая погрешность повлечет за собой изменение расположения апогея и перигея, высоты которых смогут изменяться в широких пределах.

Указанные выше отклонения скорости искусственного спутника от расчетной безусловно должны корректироваться, так как они угрожают самому его существованию. Однако проверять с помощью тончайшей аппаратуры курс искусственного спутника и корректировать его траекторию придется не только при запуске искусственного спутника, но и во время всего полета по инерции, особенно, если искусственный спутник будет двигаться на сравнительно небольших высотах, в ионосфере, где влияние сопротивления воздуха еще ощутимо.

Теоретически искусственный спутник находится под действием разных полей тяготения: Земли, Луны и Солнца. Например, на равном расстоянии орбитального корабля от Земли и Луны силы притяжения, которые должны быть в этом месте пропорциональны массам взаимодействующих светил, имеют отношение 1:81,5.

Возмущающее влияние полей тяготения Солнца и Луны на движение искусственного спутника дает себя знать в медленных колебаниях спутника. Такое же влияние на движение спутника будут оказывать горные массивы. Несомненно, будет давать себя знать также пролет над берегами океанов (поскольку плотность земли значительно больше плотности воды) и полет над более плотными участками земной коры. В самом деле, все эти факторы как-то изменяют характер поля тяготения Земли.

Сжатие Земли окажет значительно большее возмущающее действие на орбиту низко летящего искусственного спутника, чем сила притяжения Солнца и Луны. Не изменяя наклона орбиты по отношению к плоскости экватора, оно вызовет вращение плоскости орбиты таким образом, что линия ее пересечения с плоскостью экватора будет совершать попятное вращение.

Тюринг (ФРГ) исследовал искажение орбиты искусственного спутника под влиянием возмущающего действия сил притяжения Луны и Солнца и определил количество топлива, необходимое для корректирования возникающих отклонений. Он пришел к следующим выводам. Если искусственный спутник будет двигаться на высоте 1730 километров и корректирующий его движение ракетный двигатель будет непрерывно выбрасывать газы со скоростью 3 километров в секунду, то в течение года расход топлива будет составлять 1,1 процента общей массы искусственного спутника. Но для того, чтобы в аналогичных условиях

компенсировать влияние сплюснутости Земли на орбиту искусственного спутника, необходимый расход топлива должен будет составлять 6,5 процента массы спутника.

Метод непрерывного компенсирования возмущений особенно невыгоден для искусственного спутника Земли, облетающего Луну (орбитальный корабль «Земля — Луна»). При скорости истечения газов 95 километров в секунду (атомная ракета будущего) для корректирования траектории при одном облете по расчету Тюринга потребовалась бы масса топлива, равная $1/10$ общей массы спутника. Но тогда при скорости выбрасывания газов 3 километра в секунду (термохимическая ракета) масса топлива должна была бы в 19,44 раза превысить конечную массу «спутника», что совершенно немыслимо.

Заметим, однако, что возмущающее действие Луны и Солнца должно компенсироваться не обязательно полностью. Незначительные изменения формы орбиты спутника могут не представлять никакой опасности. Кроме того, колоссальную экономию топлива можно получить, если корректировать траекторию не непрерывно, а лишь время от времени.

В очень высоких слоях атмосферы давление солнечного света на искусственный спутник может в определенных условиях быть сильнее встречаемого им сопротивления воздуха. По мнению некоторых авторов, этим явлением можно воспользоваться для корректирования траекторий искусственных спутников и таким образом беспредельно продлить сроки их жизни. Однако это совсем не так. В-самом деле, наиболее сильное давление лучи света оказывают на поверхность, полностью их отражающую. Такую поверхность, помещенную от Солнца на таком же расстоянии, как и Земля, солнечные лучи отталкивают с силой, равной приблизительно 1 миллиграмму на квадратный метр. Абсолютно же черная поверхность испытывает даже вдвое меньшее давление солнечных лучей. Очевидно, что в обоих случаях мы имеем дело с совершенно ничтожной силой и для корректирования траектории спутника гораздо проще и эффективнее воспользоваться миниатюрным ракетным двигателем.

VI. ТЕХНИКА СООРУЖЕНИЯ ИСКУССТВЕННОГО СПУТНИКА

1. Подготовка к орбитальному полету

Минуты полета с включенным двигателем будут самыми напряженными для экипажа космической ракеты: достижение необходимой скорости на определенной высоте и точное направление движения в этот момент в большой степени решают успех запуска искусственного спутника в целом. Шофер, штурман или пилот всегда могут исправить всякое отклонение автомобиля, судна, самолета от намеченного пути. В отличие же от регулирования наземных видов транспорта управление космической ракетой во время взлета будет очень затруднительным не только вследствие увеличенной тяжести, которую будет испытывать пилот, но и потому, что он должен будет действовать мгновенно.

Продолжительная тренировка астронавтов, а также всесторонняя проверка разных устройств искусственного спутника в лабораторных условиях, сходных с летными условиями, является обязательным этапом на пути к осуществлению обитаемых орбитальных ракет и искусственных спутников. Такая подготовка может проводиться в так называемом дублере — модели искусственного спутника. Так, например, согласно мнению Амико (США), дублер космического летательного аппарата должен быть оснащен научно-измерительными, контрольными и другими приборами и агрегатами, а также аварийным оборудованием. Все приборы должны быть введены в действие и создать точную картину физических условий «полета». Кабина дублера должна с предельной точностью воспроизводить кабину запроектированной орбитальной

ракеты (или искусственного спутника). В ней следует создать эквивалентное давление воздуха, соответствующие температуру, ускорение, освещение, разные излучения и т. д. Автоматы должны регулировать условные скорости движения, наклон аппарата по отношению к небосводу, давление в баках и трубопроводах, расход топлива и т. п.

Во время условного полета с предельной скоростью будут также решаться навигационные вопросы, связанные со следованием по условной траектории. Опытная установка должна также включать систему радиотелеуправления.

При воспроизведении активного участка траектории, на котором работает двигатель, необходимо будет учесть уменьшение с высотой силы тяжести и плотности воздуха, изменение аэродинамического сопротивления, изменение массы ракеты, в частности при последовательном сбрасывании вспомогательных ступеней.

Любое давление воздуха может быть получено в барокамере, действие реактивной силы может быть заменено центробежной силой и т. д., но создать, например, состояние невесомости в лабораторных условиях невозможно. Дублер, несомненно, будет страдать и другими недостатками, так как трудно создать эквивалент различных опасностей, угрожающих космонавтам в полете, таких, как космические излучения, попадание метеорных тел и т. п., а эти недостатки могут свести на нет весь опыт.

При исполнении своих обязанностей во время «взлета», космонавты должны быть одеты в защитные «антигравитационные» костюмы (см. стр. 128) для проверки возможности работать в таких условиях. Экипаж должен не только освоить нормальную систему обслуживания аппаратуры орбитальной ракеты, но и быть способен с предельной быстротой воспользоваться спасательными устройствами. Тренировка по использованию спасательных средств весьма важна в авиации, например, подготовка летчиков включает программу преодоления всевозможных несчастных случаев, которые в действительности могут произойти лишь в течение двадцати лет службы. Следует испытать эффективность спасательных средств в случае пробивки корабля метеорным телом, в случае сильного нагрева обшивки, а также ее охлаждения до абсолютного нуля, в случае отказа кислородной установки, системы управления или связи, электрической сети и т. д.

Исправность автоматов будет постоянно контролироваться экипажем, который должен следить за показаниями приборов и соответствующим образом реагировать на них.

В свою очередь действия космонавтов в дублере должны контролироваться и записываться извне. Это даст возможность проанализировать допущенные ими ошибки.

Под руководством инструкторов-контролеров экипаж должен сначала освоить отдельные операции (навигационные, спасательные и т. д.), и лишь после тщательной подготовки будет производиться генеральное испытание комплексного «космического аппарата», например орбитальной ракеты или искусственного спутника. Действия экипажа, находящегося в кабине дублера, будут на этот раз контролироваться уже не отдельными инструкторами, а штабом специалистов по разным областям знаний.

Такая программа действий необходима не только для достижения конечной цели — рационального проектирования космических аппаратов и подготовки квалифицированных кадров для его обслуживания, но и для повседневного прогресса в данной области. Заметим, что подготовка, например, летчиков-испытателей ракетных самолетов проводится обычно в течение нескольких лет.

2. Устройство орбитальных ракет

Как же будут выглядеть в общих чертах орбитальные ракеты, то есть те ракеты, которые либо станут искусственными спутниками Земли, либо будут служить для связи с ними?

Для запуска спутников смогут быть использованы ракеты различных конструкций. Если, например, применить для этой цели трех- или четырехступенчатые ракеты, работающие на обычном топливе, то их стартовый вес будет примерно в сто — двести раз превышать вес полезного груза. Плотнo примыкающие друг к другу ступени ракеты будут заключены в обтекаемый корпус для лучшего преодоления сопротивления воздуха при пересечении атмосферы. В носовой части ракеты будет находиться полезный груз или кабина для летчиков (рис. 24). Оборудование такой кабины будет весьма простым, поскольку перелет на круговую орбиту будет длиться меньше часа.

Отработавшие ступени ракеты можно будет спускать обратно на Землю либо на парашюте, либо с помощью

выдвижных крыльев, превращающих ненужную ступень в планер. (Отработанные ступени, в сохранности спустившиеся на Землю, могут быть использованы вторично.)

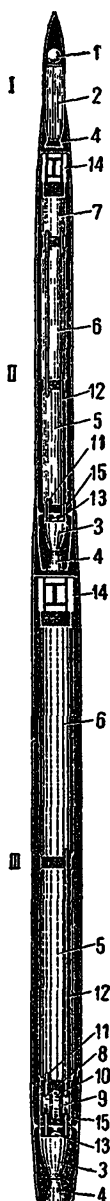
Для того чтобы ракета не вращалась во время работы двигателя, необходимо, чтобы сила тяги всегда проходила через ее центр тяжести. Поэтому топливные баки должны быть устроены так, чтобы по мере расходования топлива общий центр тяжести перемещался вдоль оси симметрии аппарата, несмотря на то, что, как правило, вес выгоревшего горючего не равен весу израсходованного окислителя.

Если ракета движется в атмосфере, то центр давления воздуха должен находиться на оси симметрии, желательно позади центра тяжести, как это имеет место в стрелах, метаемых из лука.

На практике очень трудно получить строго осевое направление реактивной тяги, в особенности в тех случаях, когда имеется несколько камер сгорания, для которых невозможно добиться вполне однообразной работы.

Устранение «паразитного» вращения «космической ракеты» может быть достигнуто с помощью воздушных или газовых рулей. Таким же способом можно произвести, если нужно, поворот ракеты во время работы двигателя. Этого же можно добиться, если изменить на некоторое время ориентировку двигателя относительно оси симметрии ракеты. С этой целью его не монтируют жестко в каркас ракеты, а подвешивают на шарнирах.

Рис 24 Один из возможных вариантов орбитальной ракеты I — головная ступень ракеты, II — средняя ступень ракеты, III — хвостовая ступень ракеты, 1 — искусственный спутник, 2 — пороховые шашки, 3 — камера сгорания, 4 — сопло, 5 — бак для горючего, 6 — бак для окислителя, 7 — бак со сжатым газом для подачи топлива в камеру сгорания, 8 — насос для горючего, 9 — насос для окислителя, 10 — турбина, 11 — трубопровод для горючего, 12 — трубопровод для окислителя, 13 — шарнирное крепление двигателя, 14 — автопилот, 15 — рычаги автопилота для поворачивания двигателя.



При наличии нескольких двигателей тот же результат может быть получен изменением подачи топлива в соответствующую камеру или в несколько камер. Тогда результирующая тяга не будет проходить через центр тяжести ракеты, и поэтому возникнет вращающий момент, необходимый для поворота ракеты или для противодействия паразитическому вращению.

В ракете могут быть также предусмотрены надлежащим образом расположенные особые сопла небольших размеров, включаемые в тот момент, когда необходимо повернуть ракету. Возможно также автоматическое перемещение внутри ракеты какой-либо массы, чтобы ракета повернулась так, как это нужно.

Для получения устойчивого движения органы стабилизации могут управляться гироскопическими автоматами, приводимыми во вращение сжатым воздухом или газом, хранящимся в баллонах, парогазогенератором или другим способом. Передача перемещений органов автомата на рули может осуществляться с помощью электрического тока, пневматической передачи или механического привода. Подобные механизмы, так называемые сервомоторы, имеют широкое распространение в технике.

Раньше считалось, что для обеспечения устойчивости ракеты в плотных слоях атмосферы наиболее удобны воздушные стабилизаторы. Однако в последнее время конструкторы пришли к выводу, что такие стабилизаторы, вообще довольно тяжелые, невыгодны, так как в первой стадии полета они не оказывают стабилизирующего действия ввиду небольшой скорости движения, а затем, когда ракета, набрав скорость, находится на большой высоте, они по-прежнему не дают эффекта, так как вследствие малой плотности воздуха на большой высоте сила воздействия последнего на стабилизаторы ничтожна. Такие же недостатки имеют воздушные рули. Но и газовые рули далеко не совершенны: они ломки. Поэтому некоторые орбитальные ракеты проектируются без воздушных стабилизаторов, без воздушных и газовых рулей. Устойчивость ракеты и изменение ее курса обеспечиваются шарнирно подвешенным двигателем, который, повинаясь органам управления автопилота, отклоняет газовую струю от продольной оси ракеты в любом направлении.

Согласно проекту, составленному группой специалистов во главе с Брауном, для постройки межпланетной

станции на высоте 1730 километров, а также для последующей переброски на нее экипажа и грузов должны быть использованы трехступенчатые ракеты, работающие на гидразине и азотной кислоте. Первая ступень ракеты должна развивать тягу в 12 800 тонн, вторая — в 1600 тонн, а третья — в 200 тонн. Суммарное время работы трех ступеней 5 минут. Вес всех трех ступеней составляет 6400 тонн, из которых 5683 тонны приходится на топливо. После отцепления первой ступени, то есть к началу работы второй, вес ракеты будет составлять уже только 900 тонн, а в момент пуска третьей ступени — 130 тонн. К цели прибудет третья ступень ракеты весом в 34,4 тонны, из которых 25 тонн будут приходиться на полезный груз. Высота этой ступени составляет 15 метров, а диаметр основания — около 10 метров. Все три ступени заключены в конусообразный корпус шестидесятиметровой высоты (не считая стабилизатора) с диаметром основания 20 метров. Спуск отработавших двигателей совершается с помощью парашютов или путем планирующего полета.

Гатлснд, Кюнеш и Диксон (Великобритания) считают проект Брауна нереальным и предлагают соорудить автоматически взлетающие на круговую орбиту трехступенчатые ракеты с начальным весом 520 тонн, из которых 5,2 тонны составляет полезный груз. При некотором изменении конструкции ракеты и увеличении ее начального веса до 700 тонн можно перебросить на искусственный спутник планер для последующего спуска на поверхность Земли. Скорость истечения газа из двух нижних ступеней ракеты составляет 3 километра в секунду (гидразин с жидким кислородом), максимальное ускорение в шесть-семь раз превышает ускорение свободного падения на уровне моря; скорость истечения газа из головной ракеты составляет 2,8 километра в секунду (гидразин с азотной кислотой), а максимальное ускорение ракеты на 20 процентов меньше, чем ускорение свободного падения у поверхности Земли.

Запуск американских искусственных спутников по проекту «Авангард» будет осуществляться при помощи трехступенчатых ракет. Предполагается, что орбитальная ракета при поперечнике 1,14 метра будет иметь высоту около 20 метров, напоминая скорее карандаш, чем сигару. «Паразитное» вращение ракеты вдоль продольной оси будет

компенсироваться эксцентрическими вспомогательными соплами небольших размеров. Носовая часть будет предохранять ракету от аэродинамического нагрева во время работы хвостовой ступени и будет затем сброшена.

В хвостовой ступени будет использоваться в качестве горючего смесь с преобладающим содержанием винного спирта, а в качестве окислителя — жидкий кислород; средняя ступень будет работать на этановом гидразине с азотной кислотой, а головная — на твердом топливе. Нижняя ступень будет иметь насосную подачу топлива, а средняя — газобаллонную передачу. Тяга стартовой (нижней) ступени составит около 12 тонн. Начальный активный участок траектории будет иметь форму дуги; поэтому здесь управление ракетой будет осуществляться автопилотом. Конечный активный участок траектории будет прямолинейным, следовательно, для обеспечения направления полета будет достаточно придать ракете вращательное движение вокруг продольной оси. Из носовой ступени ракеты с помощью пружинного механизма будет выброшен искусственный спутник шаровой формы.

3. Испытание орбитальной ракеты

Для проверки прочности конструкции, надежности работы аппаратуры и т. д. будет произведен ряд опытных запусков орбитальной ракеты.

Как произвести испытание орбитальной ракеты, прежде чем отправить ее в космос? Как убедиться, что она сможет превратиться в спутник Земли?

Допустим, что искусственному спутнику предназначено обращаться вокруг Земли на высоте 300 километров. Соответствующая этой высоте круговая скорость составляет 7732 метра в секунду. Кроме работы, необходимой для придания ракете такой скорости, требуется затратить также некоторую работу для поднятия ракеты на заданную высоту и для преодоления сопротивления воздушной оболочки Земли. Наконец, следует учесть потери на исправление траектории ввиду возможных неточностей в работе механизмов и приборов, потери вследствие очень незначительного, но все же постоянно действующего сопротивления крайне разреженного воздуха на орбите искусственного спутника, а также некоторые другие потери. Приняв во внимание все эти обстоятельства и выпол-

нив необходимые подсчеты, мы найдем, что для выполнения поставленной задачи ракета должна быть способна при полном расходе топлива развить в свободном пространстве скорость 9640 метров в секунду (идеальная или, как ее еще иногда называют, характеристическая скорость).

Но как испытать такую ракету в летных условиях? Для этого мы можем сначала сообщить ракете половину идеальной скорости (в рассматриваемом случае $9640 : 2 = 4820$ метров в секунду), а затем с помощью ее же двигателей затормозить эту скорость. Это даст нам возможность убедиться, что ракета сможет развить скорость, необходимую для превращения ее в искусственный спутник Земли. Можно также направить ракету в полет по соответственно подобранной траектории в пределах Земли. Как показывают расчеты, такая ракета смогла бы покрыть 2405 километров, то есть, например, расстояние между Москвой и Карагандой или между Киевом и Нарьян-Маром за 14 минут 43 секунды.

При таком предварительном полете ракетный двигатель будет запущен на непродолжительное время, но скорость будет наращиваться максимально допустимыми с точки зрения выносливости человеческого организма темпами. Ракета взлетит, например, в Москве с ускорением реактивной силы ¹⁾ 50 метров в секунду за секунду (такое было бы ускорение движения ракеты, если бы отсутствовали сила притяжения к Земле и сопротивление воздуха). Но вследствие притяжения Земли ускорение движения уменьшится до 43,2 метра в секунду за секунду ²⁾. Спустя 96,4 секунды на высоте 127,8 километра, когда ракета пролетит 200,5 километра, двигатель будет выключен. В этот момент времени ракета будет обладать скоростью 4161 метр в секунду (в свободном пространстве ее скорость составляла бы 4819 метров в секунду). Начиная с этого момента, она полетит по инерции по дуге

¹⁾ Ускорением реактивной силы (осязаемым ускорением) мы называем величину силы тяги, деленную на полетную массу летательного аппарата в данный момент, то есть ускорение движения ракеты, которое она бы имела в свободном пространстве

²⁾ Взлет происходит под углом к вертикали, и ускорение реактивной силы геометрически (по «правилу параллелограмма») складывается с ускорением силы тяжести, то есть ускорением свободного падения.

эллипса. После того как на высоте 539 километров ракета перейдет через свой «потолок», ее скорость опять начнет возрастать и на уровне 127,8 километра достигнет того значения, которое она имела в момент выключения двигателя, то есть 4161 метр в секунду.

В этот момент должно начаться торможение с помощью ракетных двигателей. Оно продлится 96,4 секунды — столько же, сколько период взлета, и ракета совершит посадку. Весь полет будет длиться, как уже было сказано, немного меньше четверти часа.

Когда же летчик сядет за штурвал корабля, аналогичного по конструкции описанной ракете, но предназначенного уже не для испытания, а для настоящего космического полета, он не будет тормозить движение аппарата, а, наоборот, будет увеличивать скорость согласно определенной программе до достижения ею значения, необходимого для превращения ракеты в искусственный спутник (для этого двигателям надо будет отработать с перерывами несколько больше 3 минут).

4. Устройство искусственных спутников

Очевидно, первые искусственные спутники будут совсем крохотные, но со временем, несомненно, будут созданы целые летающие обсерватории и межпланетные станции.

Искусственный спутник будет существенно отличаться от всех земных сооружений, но он не будет похож и на небесное тело: затруднительно и нецелесообразно было бы создавать в пространстве шар из плотной массы наподобие планет и их спутников. Совершенно невозможно было бы снабдить такой шар или иное искусственное небесное тело атмосферой: ничтожная сила притяжения подобного сооружения не могла бы удержать воздушную оболочку, которая тут же улетучилась бы в межпланетное пространство.

Как об этом уже упоминалось, проблеме сооружения искусственных спутников было уделено много внимания на международных конгрессах астронавтов. Так, на V Международном астронавтическом конгрессе, происходившем в 1954 году в Инсбруке (Австрия), американский ученый Левитт предложил проект спутника в виде шара, хорошо отражающего солнечные лучи. Резиновая оболочка шара, покрытая алюминиевой фольгой, поднимается

на трехступенчатой ракете и после достижения головной ракетой круговой скорости надувается газом. Алюминиевый шар не потеряет своей формы и после того, как газ улетучится. Такой спутник-маяк диаметром 3 метра, который будет отражать как световые лучи, так и радиоволны, сможет служить для геодезических и гравиметрических измерений.

В конце 1955 года в Нью-Йорке была выставлена модель искусственного спутника, воспроизводящая конструкцию спутника, который предполагается запустить во время Международного геофизического года. Модель имеет перечник 48 сантиметров и весит 11 килограммов. Она изготовлена из прозрачной пластмассы; настоящий спутник будет иметь алюминиевую обшивку. Для того чтобы в течение длительного времени к Солнцу была обращена одна и та же сторона спутника (с целью постоянного исследования излучения Солнца и использования солнечной энергии для зарядки аккумулятора), применяется гироскопический эффект. Еще на Земле искусственному спутнику, подвешенному в кардановом подвесе, будет сообщено быстрое вращательное движение вокруг оси, параллельной солнечным лучам. Искусственный спутник будет запущен с помощью трехступенчатой ракеты на высоту около 300 километров и будет совершать 16 обращений вокруг Земли в течение суток. Спутник будет автоматически передавать по радио результаты измерений магнитного поля Земли, ультрафиолетовых лучей Солнца, плотности воздуха и данные о космических лучах. Радиопередатчик имеет размеры папиросной коробки. Продолжительность жизни такого искусственного спутника определяется в 15 суток, после чего вследствие воздействия сопротивления воздуха он спустится в плотные слои атмосферы, где и сгорит как метеор.

Очертания больших искусственных спутников еще недостаточно разработаны, но совершенно ясно, что их конструкторы не будут стеснены необходимостью придавать им обтекаемую форму. Так, например, спутнику можно будет придать форму огромного полого кольца, внутри которого будут созданы все необходимые условия для жизни и работы экипажа. На внешних стенках сооружения могут быть сделаны поручни, захваты, а также палубы и приспособления, необходимые для швартовки и монтажа космических ракет.

Кабины спутника должны быть, конечно, герметически отделены от наружного пространства. Кроме того, внутренние тамбуры, двери и перегородки должны обеспечивать герметичность отдельных помещений. Люки должны прижиматься запорными приспособлениями с эластичными прокладками. Обшивка спутника должна быть цельной, без швов. Особо тщательно должны быть уплотнены сопряжения между металлическим каркасом и оконными стеклами, которые должны быть небьющимися и иметь приблизительно такой же коэффициент теплового расширения, как и металл, в который они вделаны или впаяны.

Остекление и обшивка искусственного спутника подобно земной атмосфере будут задерживать ультрафиолетовые лучи Солнца, пронизывающие межпланетное пространство и в больших количествах вредные для человеческого организма. Если же выяснится, что с целью защиты от метеорной опасности или от вредных излучений в помещениях искусственного спутника нельзя будет делать окон, непосредственно выходящих наружу, то для ввода световых лучей можно будет пользоваться узким каналом с системой линз и зеркал. Для ведения наблюдений в этом случае придется пользоваться перископом, как в подводных лодках.

Браун предлагает сделать оболочку искусственного спутника из непроницаемой найлоно-пластмассовой ткани. Но навряд ли удастся найти материал, способный служить защитой от космических лучей. Более вероятно, что для этой цели обшивку придется сделать из нескольких слоев различных материалов (Визе, ФРГ).

На спутнике, как уже было сказано, сила притяжения Земли окажется уравновешенной центробежной силой, возникающей при круговом движении спутника по своей орбите. Поэтому находящиеся на спутнике предметы и люди будут невесомы (точно так же на Земле благодаря ее стремительному движению вокруг Солнца мы не ощущаем силы солнечного притяжения, а ощущаем лишь силу притяжения нашей планеты). Сила же собственного притяжения спутника будет неощутима вследствие его ничтожной массы.

Спутники могут строиться с искусственной тяжестью: заставив спутник вращаться вокруг собственной оси, мы создадим на нем центробежную силу, которая и заменит силу тяжести (стр. 131). Можно также строить ком-

бинированные спутники: в одной из частей сооружения будет царить невесомость, в то время как в другой — искусственная тяжесть. На рис. 25 показано такое сооружение, на котором имеются вращающиеся кабины с искусственной тяжестью.

По мнению Эрике (США), искусственный спутник с экипажем в четыре человека должен иметь объем в 566 кубических метров при весе около 225 тонн. Для его сооружения потребуется 50 перелетов грузовых ракет с поверхности Земли. Для снабжения такого спутника всем необходимым ежемесячно требовалось бы перебрасывать примерно одну тонну грузов. Для снабжения экспедиции на Марс, состоящей из трех кораблей с общим экипажем из восьми человек, потребовалась бы переброска на искусственный спутник груза весом 3000 тонн, для чего необходимо было бы выполнить шестьсот рейсов грузовых ракет.

Согласно Ноордунгу (Германия) искусственный спутник должен состоять из нескольких отдельных частей (жилые помещения, обсерватория, гелиоустановка), соединенных между собой эластичными трубами, электрокабелями и т. п.

В начале 1956 года Ромик (Американское ракетное общество) предложил создать искусственный спутник в виде целого города с населением в 20 000 человек. Поскольку можно судить по опубликованным статьям, проект Ромика основан на данных, уже неоднократно публиковавшихся в литературе по астронавтике, и не содержит чего-либо такого, что сделало бы его практически неосуществимым. Что касается размеров спутника, на котором проживают 20 000 человек, то необходимо подчеркнуть, что эти размеры не влияют на осуществимость проекта: если можно создать спутник на 100 человек, то можно создать его и на 1000, и на 20 000 человек. Вызывает лишь сомнение вопрос о том, нужен ли практически такой большой спутник. Возможно, что, указывая численность населения космического острова в 20 000 человек, автор проекта предполагал таким образом легче найти дорогу к умам и сердцам своих соотечественников. Нас может только радовать, что идея «отца астронавтики» К. Э. Циолковского о создании в мировом пространстве целых «городов» с искусственной силой тяжести продолжает оплодотворять техническую мысль.

5. Монтаж спутника

Представим себе, что ракета, запущенная с круговой скоростью, достаточно велика для того, чтобы в ней одной могли находиться жилища для людей, лаборатории, мастерские, склады, причалы для космических кораблей и многое другое. Это и будет искусственный спутник — летающая обсерватория или пересадочная станция для космонавтов, отправляющихся с Земли на Луну и на планеты. Совершенно ясно, однако, что такой большой ракеты построить нельзя. Поэтому создание крупного искусственного спутника будет, по-видимому, осуществляться следующим образом. Через некоторое время после запуска первой ракеты к ней подлетит вторая и с помощью радиоуправления приблизится вплотную к первой. Затем точно таким же способом будут запущены третья, четвертая и следующие ракеты, пока не образуется небесное тело достаточных размеров, чтобы на нем могли жить люди и размещаться все необходимые запасы, механизмы и приборы.

В связи со сказанным напомним, что переброска горючего на самолеты во время полета осуществляется уже давно. При постройке искусственных спутников, очевидно, удастся использовать этот опыт, несмотря на то, что скорости и высоты здесь значительно больше. Местонахождение и скорость искусственного спутника в любой момент можно заранее определить с большей точностью, чем для самолета. В самом деле, маршрут и скорость самолета зависят от погоды и поведения двигателя, искусственный же спутник совершенно свободен от влияния метеорологических условий и движется при выключенном двигателе.

Ю. В. Кондратюк считал, что «желательно было бы установить доставку заряда и всех предметов..., способных переносить без вреда для себя ускорения в несколько тысяч метров в секунду за секунду (при соответствующей упаковке — все, кроме тонких приборов), в межпланетное пространство ракето-артиллерийским способом отдельно от человека.» Он писал далее:

«Ракето-артиллерийская доставка грузов на базу (искусственный спутник — А. Ш.) производится следующим образом.

В сообщенное, или заранее условленное, время из орудия... производится с Земли выстрел снарядо-ракетой с за-

пасом снабжения для базы... С момента выстрела снарядо-ракетою периодически автоматически подаются световые сигналы, которыми могут служить взрывы смеси магния и селитры. Период от сигнала до сигнала должен быть таков, чтобы за это время снарядо-ракета не могла выйти из поля зрения большого телескопа базы... С момента выстрела большой телескоп базы, заранее направленный в точку, откуда должен быть произведен выстрел, не выпускает из своего поля зрения снарядо-ракету... За некоторое время до наибольшего приближения снарядо-ракеты к базе, когда первая уже будет свободно различима в больший из двух инструментов имеющейся при базе ракеты, эта последняя направляется навстречу к снарядо-ракете, приближается к ней и, сведя относительную скорость до нуля, закрепляет ее и буксирует к базе, пользуясь, если нужно, имеющимися на снарядо-ракете запасами топлива».

Итак, искусственный спутник можно будет сначала построить на Земле и испытать до мельчайших подробностей надежность его конструкции и возможность создания на нем необходимых условий для жизни экипажа. Затем демонтированный на составные части спутник можно будет переправить на запроектированную заранее орбиту, где эти части будут вновь собраны в одно целое.

Не исключен также следующий вариант. Вместо того чтобы отправлять ракеты на строящийся спутник последовательно, все ракеты отправляются одновременно — в виде эскадрильи. В этом случае отпадут трудности отыскания отдельными ракетами ранее запущенных ракет, монтаж искусственного спутника сможет быть произведен за более короткое время, так как не придется дожидаться переборки с Земли отдельных частей. Это в свою очередь уменьшит для монтажников метеорную опасность (см. также стр. 62).

VII. ЧЕЛОВЕК В МИРОВОМ ПРОСТРАНСТВЕ

1. Безвредность для организма больших скоростей движения

Рассмотрим сейчас вопрос о том, сможет ли человек перенести физиологические явления, связанные с перелетом на искусственный спутник, пребыванием на нем и последующим спуском на поверхность Земли.

Во время такого космического путешествия недомогания могут быть вызваны главным образом нарушением нормального ощущения силы тяжести. Прежде всего заметим, что нет такой скорости, которой человеческий организм не мог бы перенести, если только она не сопровождается чрезмерным ускорением. В самом деле, тревожит ли нас, хотя бы в малейшей мере, вращение Земли вокруг своей оси? А ведь на экваторе окружная скорость предметов, находящихся на поверхности Земли, достигает 1675 километров в час. Беспокоит ли нас движение Земли вокруг Солнца, скорость которого превышает 100 000 километров в час? Замечаем ли мы, наконец, движение всей нашей солнечной системы в мировом пространстве, происходящее со скоростью 70 000 километров в час? Имея в виду эти факты, мы можем утверждать, что человеческий организм в состоянии безопасно переносить любую скорость.

Перелет с Земли на искусственный спутник и обратно можно сравнить с гигантским прыжком в космос, во время которого астронавты будут временами подвергаться действию увеличенной силы тяжести, а временами пребывать в состоянии невесомости. Аналогичные явления мы наблюдаем при обычном прыжке в длину или в высоту. Когда мы толчком отделяемся от почвы, мы ощущаем

увеличенный вес нашего тела. Этот этап прыжка аналогичен взлету ракеты с поверхности Земли. С момента, когда наша подошва отделилась от земли и наше тело перебрасывается на некоторое расстояние, мы летим по инерции, не ощущая своего веса. Этот этап прыжка сходен с движением ракетного корабля с выключенным двигателем. Когда, наконец, наши ноги опять коснутся почвы, начнется торможение нашей скорости, и мы вновь почувствуем вес. Этот третий этап прыжка аналогичен периоду торможения при спуске с искусственного спутника.

2. В мире увеличенной тяжести

При резком трогании поезда с места пассажир испытывает толчок назад, и если сзади имеется стенка, то пассажир прижимается к ней. Возникает так называемая перегрузка, имеющая своим источником ускоренное движение. Действие перегрузки на организм совершенно такое же, как и действие силы тяжести. Именно действие перегрузки, вызванное тягой ракетного двигателя, и будет ощущать астронавт в кабине ракеты. При старте эта сила, естественно, больше силы земного притяжения,— иначе ракета не сдвинулась бы с места,— поэтому она и получила название «перегрузки» (говорят трехкратная, пятикратная и т. д. перегрузка).

Если бы мы с помощью ракетного двигателя сообщили равномерно-ускоренное движение кораблю, находящемуся в свободном пространстве, то мы бы чувствовали себя на борту корабля совершенно так же, как на планете, притягивающей нас с постоянной силой.

При взлете самолета с помощью катапульты летчик переносит четырехкратную перегрузку, то есть он чувствует себя в четыре раза тяжелее обычного; летчики при фигурных полетах переносят часто восьмикратную перегрузку, а для спортсменов, совершающих прыжки в воду, шестнадцатикратная перегрузка во время погружения является обычным явлением. Необходимо, однако, иметь в виду, что на катапульте длительность действия перегрузки измеряется немногими секундами, а при прыжке в воду (точнее, при торможении в воде после падения) лишь ничтожными долями секунды. Известно также, что на обычных средствах транспорта можно наращивать скорость в течение продолжительного времени, если ускоре-

ние небольшое. Приведенные примеры отнюдь не доказывают, однако, что человек сможет в течение достаточно продолжительного времени перенести перегрузку, необходимую для достижения круговой скорости.

Имеется ли возможность установить до осуществления космического полета, какую перегрузку способен без опасности для жизни вынести человек и в течение какого времени?

Центробежная сила также вызывает перегрузку. А при вращательном движении можно получить любые по величине перегрузки большой продолжительности. Можно поместить человека в кабине ротативной машины, своего рода карусели, которая приводится в очень быстрое вращательное движение. Подбором радиуса и скорости вращения можно вызвать точно такое же ощущение, как в данной ракете во время взлета. Полученные результаты свидетельствуют о том, что экипаж ракеты сможет перенести ускорения (и перегрузки), связанные с развитием круговой скорости: четырехкратная — пятикратная перегрузка в течение нескольких минут переносится безвредно большинством людей.

Степень выносливости человека на перегрузку весьма существенно зависит от положения тела во время работы двигателя. Человек, например, иначе реагирует на перегрузку лежа навзничь или ничком, чем сидя. Стоя, человек больше всего ощущает тяжесть в ногах. В других же положениях ощущение тяжести, а также общая усталость тела будут иными. Так, мы утомляемся меньше сидя, чем стоя, а меньше всего — лежа. Наиболее действенным средством для уменьшения усталости при перегрузке является помещение человека в специальный индивидуально пригнанный футляр. Опыты показали, что специальные «антигравитационные» костюмы, в которых обеспечивается усиленное давление в области ног и нижней части туловища с целью замедления оттока крови от головы и облегчения питания мозга кровью, позволяют человеку легко перенести трехкратную нагрузку.

Заметим, что способность переносить большие перегрузки зависит от индивидуальных особенностей организма и отчасти от тренировки. Перегрузки, переносимые сравнительно легко одним человеком, для другого могут оказаться губительными.

3. В мире без тяжести

Мы видели, что, достигнув круговой скорости за пределами атмосферы, ракета уже не упадет обратно на Землю, а будет обращаться около нее как спутник. Так как при этом центробежная сила будет численно равна силе тяготения, то астронавты не будут ощущать своего веса.

В литературе по астронавтике под понятием «вес» обычно подразумевается сила, которая действует на предметы и людей в кабине космического корабля, прижимая их к полу, а не сила притяжения к Земле, которая, разумеется, никогда не исчезает. Именно действие этой силы, а не силы земного притяжения ощущают астронавты; именно сила веса натягивает пружину весов (безмена), нить отвеса (В безвоздушном пространстве эта сила вызвана исключительно тягой ракетного двигателя, в воздухе же комбинированным действием тяги ракетного двигателя и сопротивления воздуха) При ее отсутствии предметы не давят друг на друга, люди не ощущают никакой силы, прижимающей их к полу, то есть теряют вес

Действие невесомости на человека удалось изучить во время высотных полетов реактивных самолетов Для проведения таких опытов самолет поднимается на большую высоту, и в момент, когда он, поднимаясь, набирает максимальную скорость, двигатели выключаются. Самолет движется тогда по инерции в очень разреженных слоях атмосферы, как подброшенный камень, испытывая только незначительное сопротивление воздуха В этих условиях сила тяжести почти совсем исчезает («почти» — поскольку все же имеется некоторое сопротивление среды) Наконец, влияние невесомости (правда, неполной) на людей и животных можно изучать во время вертикального падения самолета или затяжного прыжка с парашютом (до его раскрытия).

Если во время полета с помощью двигателя уничтожается влияние аэродинамических сил, аппарат движется согласно тем же законам, что и в безвоздушном пространстве Таким образом можно на реактивном истребителе создать состояние невесомости примерно в течение 1 минуты. На усовершенствованном ракетном самолете удастся продлить это время до 2—3 минут.

Выполненные опыты показали, что ощущение невесомости в течение 1 минуты безвредно для человека, хотя в

первые моменты времени он теряет всякий контроль над своими движениями (они становятся очень резкими).

Пребывание на искусственном спутнике может, однако, длиться многие сутки или даже целые недели и месяцы, и поэтому пока мы можем строить лишь более или менее обоснованные предположения о самочувствии космонавтов. Некоторые исследователи предполагают, что и при длительной невесомости сердце будет действовать нормально, поскольку деятельность его сходна с механической работой насоса с замкнутым циклом: сердцу приходится только преодолевать трение крови о стенки сосудов. Однако на такие рассуждения нельзя опираться, так как сердечная деятельность тесно связана с центральной нервной системой.

Вопросы дыхания в условиях невесомости представляются более сложными. Например, при кратковременном падении обычно наблюдается задержка дыхания. Если же полет на искусственном спутнике, который вследствие отсутствия веса будет восприниматься человеком именно как падение, будет длиться долго, то возможно, что потребуются применение приборов для искусственного дыхания. Прием пищи может производиться и при отсутствии тяжести, так как прохождение пищи обуславливается сокращением мускулов пищевода (глотание жидких веществ может производиться даже в том случае, когда голова опущена ниже туловища).

В обычных условиях физиологические процессы совершаются при любых положениях тела: стоячем, сидячем и лежащем. Следовательно, изменение положения органов тела относительно направления силы тяжести не оказывает существенного влияния на их работу. Известно, однако, что очень трудно долгое время держать голову опущенной ниже туловища. Это показывает, что при некоторых необычных положениях тела сила тяжести вредно действует на организм, но из этого нельзя делать вывода, что для других положений тела наличие силы тяжести необходимо. Наоборот, основываясь на том, что большая часть физиологических функций совершается под действием мускульных сил, осмотических процессов (просачивание сквозь полупроницаемые перепонки) и т. п., мы имеем все основания надеяться, что отсутствие веса не внесет существенного расстройства в деятельность организма.

4. Искусственная тяжесть

Итак, пока мы еще не располагаем опытными доказательствами того, что человек будет чувствовать себя вполне нормально в условиях невесомости. Возможно, что придется применять специальные медицинские средства для избежания расстройств нормальной деятельности человеческого организма (Оберт). Вследствие длительного пребывания в состоянии невесомости космонавтам угрожает также атрофия большинства мышц.

Радикальным решением вопроса было бы создание искусственной перегрузки, которая заменила бы силу тяжести, если бы отсутствие последней оказалось губительным для человеческого организма.

На первый взгляд проще всего создать искусственное поле тяготения, поддерживая непрерывную работу двигателя хотя бы на пониженной мощности, как это предлагал Эсно-Пельтри (1912 г.). Однако такой способ повлек бы за собой чрезмерно большой расход топлива. Между тем существует чрезвычайно простой способ создания искусственной тяжести, а именно вращение искусственного спутника. Согласно идее К. Э. Циолковского, выдвинутой им еще в конце прошлого века (1895 г.), космический аппарат (например, искусственный спутник) должен состоять из двух соединенных между собой частей. В нужный момент эти части отделяются друг от друга, оставаясь, однако, связанными тросами, и затем при помощи небольших ракетных двигателей приводятся в круговое движение вокруг их общего центра тяжести. Очевидно, что в безвоздушной среде после достижения системой требуемой угловой скорости дальнейшее вращение будет продолжаться по инерции без участия двигателей.

С точки зрения физиологии не будет непреодолимых препятствий к пребыванию людей на искусственных спутниках. Во время работы двигателя при перелете на искусственный спутник космонавты, несомненно, смогут перенести четырехкратную перегрузку в течение нескольких минут. Это позволит сообщить ракете круговую скорость при достаточно экономных условиях работы двигателя.

Что же касается полета по инерции на ракете после выключения двигателя и на искусственном спутнике, то мы не вполне уверены, что отсутствие тяжести в течение длительного периода времени будет безвредным для чело-

веческого организма. Но если бы даже вред и был, то это не должно стать препятствием на пути создания обитаемых искусственных спутников, так как технически вполне возможно создать ощущение тяжести при помощи вращательного движения.

5. Вопросы питания и дыхания

Хотя вопросы обеспечения астронавтов кислородом, водой и продуктами питания в герметически закрытой кабине искусственного спутника разрешимы уже в наши дни, специалистам придется еще немало потрудиться над их уточнением. А вопросы эти не второстепенные, если учесть, что большие искусственные спутники могут обращаться вокруг Земли многие годы. Слабо разработаны пока и вопросы возможности кондиционирования воздуха и кругооборота воды на борту искусственного спутника.

Имеется большое расхождение в мнениях у разных авторов относительно рационов питания и кислорода, необходимых для снабжения астронавтов: одни определяют этот рацион ниже 4 килограммов, другие даже 10 килограммов в сутки на человека. Рацион сухих продуктов питания колеблется от 0,5 до 1,2 килограмма. Для совершенно сухих, обезвоженных продуктов нижняя граница кажется более близкой к истине. Для окисления этих продуктов хватит немногим больше 1 килограмма кислорода (не следует забывать, что дыхательный процесс тесно связан с пищеварительным: чем больше мы едим, тем больше поглощаем и кислорода). Ввиду того, что углеводы в сочетании с кислородом дают меньше калорий, чем белки и жиры, последние должны будут преобладать в пище астронавтов.

Однако в высококачественных пищевых продуктах углеводы в сочетании с кислородом могут успешно конкурировать в отношении теплотворной способности с жирами. Благодаря этому меню астронавтов может быть разнообразным при минимальном весе продовольственных запасов. В частности, любимая еда северо-американских индейцев — пеммикан (паста из сушеного мяса, жира и соков ягод), ввиду его высокой калорийности и способности долго сохраняться, будет, вероятно, высоко цениться на искусственном спутнике.

Водяной рацион человека в сутки определяют в 2 килограмма. Рациональным кажется предложение захватить воду и кислород в виде перекиси водорода. Это позволит уменьшить объем кислородных баков, так как кислород окажется как бы упакованным в воде. К тому же при разложении перекиси водорода на воду и кислород выделяется определенное количество тепла, которое может быть использовано для отопления жилых помещений.

Установка для осуществления круговорота воды может оказаться выгодной только для постоянных спутников. При этом общее количество воды на спутнике будет все время увеличиваться за счет синтетической воды, которая постоянно производится в организме при окислении водорода, содержащегося в сухих продуктах питания.

6. Вредные излучения

Как известно, атмосфера нашей планеты является надежной защитой всего живого на Земле от вредных излучений Солнца, поглощаемых кислородом, содержащимся в верхних слоях атмосферы, при его превращении в озон. Этот процесс происходит следующим образом: под влиянием ультрафиолетовой солнечной радиации силы сцепления между атомами, составляющими молекулы кислорода, становятся недостаточными и происходит диссоциация молекул — их распад. Это явление сопровождается значительным поглощением энергии солнечных лучей в ультрафиолетовой части спектра. В дальнейшем образовавшийся при распаде молекулы атом кислорода соединяется с молекулой кислорода, в результате чего получается молекула озона, состоящая из трех атомов кислорода.

Озон расположен в стратосфере на переменной высоте от 16 до 50 километров. Это указывает на то, что ультрафиолетовые лучи Солнца поглощаются именно этими слоями воздуха. Следовательно, даже совсем низко летящий искусственный спутник не будет защищен от их действия. Правда, в последнее время при помощи высотных ракет («Викинг 11» и др.) удалось установить (Таннер, Великобритания), что ультрафиолетовое излучение Солнца значительно менее интенсивно, чем предполагалось на основании наблюдений, проводившихся с Земли. Поэтому возможно, что сама обшивка спутника окажется достаточной защитой от этих излучений. В противном слу-

чае пространство между стенками обшивки можно будет заполнить слоем кислорода, который, действуя аналогично атмосферному кислороду, превращаясь в озон, создаст барьер против ультрафиолетовых лучей Солнца.

Что касается иллюминаторов искусственных спутников, то, как известно, даже обыкновенное стекло в большой степени поглощает ультрафиолетовые лучи.

Заметим, что небольшое количество этих лучей необходимо для нормального функционирования организма (гигиенисты считают, что следовало бы окна жилищ снабжать стеклом, пропускающим ультрафиолетовые лучи).

Солнечный спектр содержит также вредоносные рентгеновские лучи, но борьба с этими излучениями на искусственных спутниках не представит никаких затруднений, так как они легко поглощаются почти всеми строительными материалами.

Сверхатмосферное пространство пронизывается также космическими лучами, большей частью задерживаемыми земной атмосферой, состоящими главным образом из протонов и альфа-частиц (ядра водорода и гелия). Если принять во внимание, что эти частицы обладают скоростью, близкой к скорости света, и что квадратный метр искусственного спутника за каждые 10 минут будет обстреливаться миллионом (а быть может, и несколькими миллионами) таких снарядов, то станет понятно, насколько серьезна опасность, угрожающая искусственному спутнику со стороны космических лучей. Но не только это так называемое первичное излучение опасно для человеческого организма. При столкновении космических лучей с обшивкой искусственных спутников (или скафандра) будет образовываться так называемое вторичное излучение, точно так, как оно образуется при попадании космических лучей в земную атмосферу.

По данным Морской исследовательской лаборатории (США) только 9 процентов зарегистрированных космических лучей относятся к первичному излучению. На высотах, превышающих 100 километров, 35 процентов космических лучей задерживается слоем свинца в 2—4 сантиметра.

Водород и содержащие его соединения, как вода или углеводороды, являются отличным средством защиты от действия космических лучей. Наиболее пригодным для

этой цели является водород в твердом агрегатном состоянии, поскольку в этом случае частицы, подвергшиеся бомбардировке космических лучей, не смешивались бы с остальным водородом. Стальная преграда должна была бы весить в 18 раз больше водяной или керосиновой. Твердый водород может одновременно служить в качестве брони, предохраняющей искусственный спутник от пробивания метеорными телами (Дьюфер, США).

Для защиты человека от первичных и вторичных космических лучей, согласно некоторым авторам, можно было бы покрыть искусственные спутники свинцовой броней толщиной в десять сантиметров. Но переброска на искусственный спутник даже значительно более тонкой брони связана с неимоверными трудностями.

Из сказанного ясно, что вопрос о космических лучах является очень важным с точки зрения их влияния на человеческий организм.

Лабораторные опыты в этом направлении находятся лишь в зачаточном состоянии. Мелкие животные поднимались в стратосферу на высоту около тридцати километров и после суточного пребывания на такой высоте находились длительное время под тщательным наблюдением. Никаких патологических изменений не было обнаружено. Косвенным путем удалось также установить, что человеческая кожа, кратковременно подвергавшаяся действию космических лучей, не теряет жизнеспособности (Эйгстер, Швейцария)

Но как будут действовать космические лучи на людей, находящихся на искусственных спутниках длительное время? Этот вопрос остается пока открытым.

VIII. НА БОРТУ ИСКУССТВЕННОГО СПУТНИКА

1. Дни и ночи и времена года на искусственном спутнике

На искусственном спутнике, как и на Земле, будут чередоваться дни и ночи. Но здесь они не будут похожи на земные. Так как число обращений искусственного спутника вокруг Земли в течение суток может достигать шестнадцати (это число изменяется в зависимости от высоты полета), то за одни земные сутки день и ночь на спутнике могут столько же раз сменять друг друга. Ночь на спутнике — это своего рода солнечное затмение: Земля заслоняет Солнце. Спутник входит в тень Земли, закрывающую только небольшую часть его орбиты; поэтому ночь на спутнике всегда короче дня. Так, например, на искусственном спутнике, совершающем 16 оборотов в звездные сутки, местные сутки длятся 1 час 29 минут 45 секунд, а самая длинная «зимняя» ночь — 37 минут.

Орбиту искусственного спутника можно рассчитать так, чтобы спутник в течение многих суток не попадал в тень (или даже полутень) Земли. Для этого угол α наклона плоскости орбиты спутника относительно направления солнечных лучей (рис. 26) не должен превышать определенной величины. С удлинением орбиты этот угол возрастает.

Так, для искусственного спутника, движущегося на высоте 0,1 радиуса Земли, угол α равен 116° , для высоты, втрое большей, — 130° , для высоты же, равной трем радиусам Земли, он составляет 166° .

При определенных размерах орбиты максимальная длительность ночи (и минимальная — дня) соответствует случаю, когда плоскость орбиты параллельна солнечным лучам. Но и тогда теоретически на искусственном спутнике может и не воцариться полная ночь: это произойдет, если

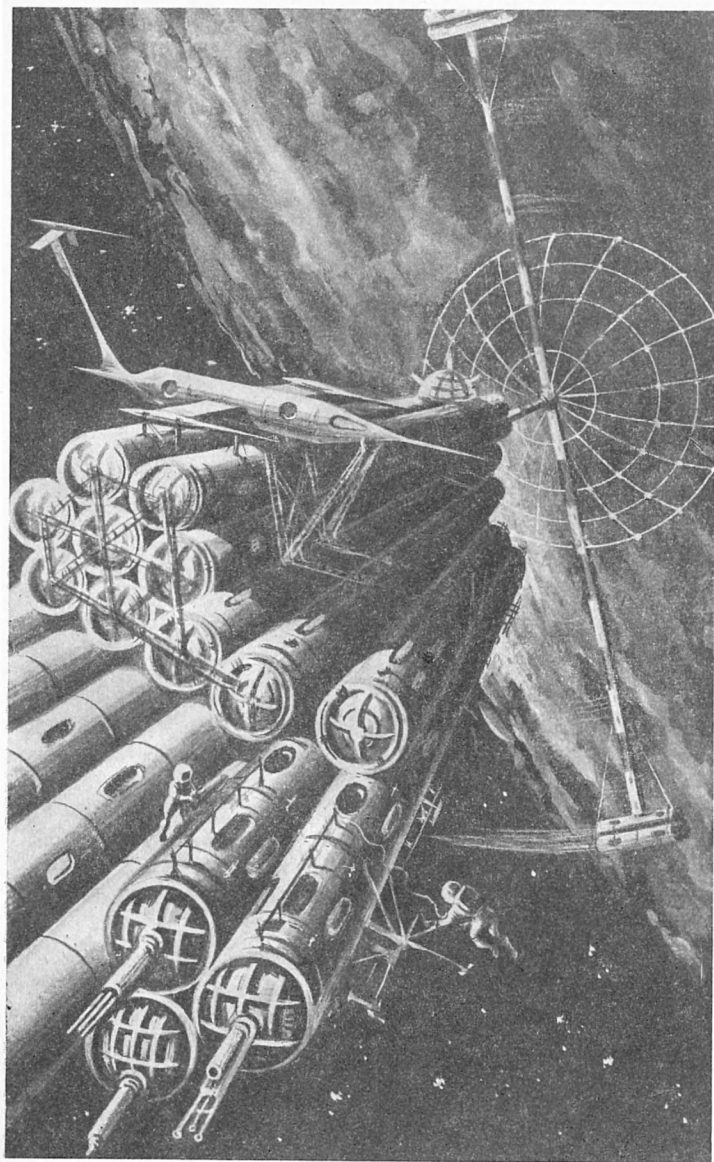


Рис. 25 (к стр. 123). Один из возможных вариантов конструкции обитаемого искусственного спутника. В центральной части спутника царит невесомость; во вращающейся части ощущается искусственная тяжесть.

искусственный спутник будет двигаться на расстоянии, превышающем длину полной тени Земли, которая простирается на расстояние, в 217 раз большее, чем радиус Земли, или в 3,6 раза больше расстояния Луны от Земли.

Хотя в последнем теоретическом случае на спутнике никогда не может воцариться ночь, он все же будет попадать в полутень Земли, и тогда с него можно будет наблюдать прохождение Земли по диску Солнца.

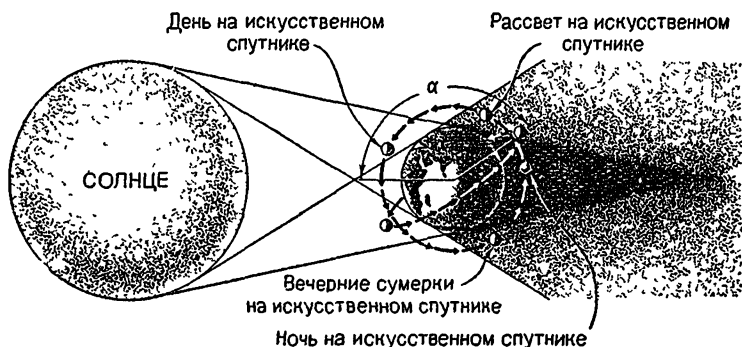


Рис. 26. Рассвет, день, вечерние сумерки и ночь на искусственном спутнике Земли.

В таблице 8 (стр. 138) приведены значения длительности дня и ночи для высот полета искусственных спутников, достигающих до 7000 километров. Мы видим, что по мере удаления от Земли минимальная длительность дня непрерывно возрастает, а максимальная длительность ночи сначала уменьшается, а затем начинает возрастать.

Так, при увеличении высоты полета спутника с 200 километров до 1000 продолжительность ночи сокращается на 2 минуты 20 секунд. Но на высоте 200 километров ночь длится на 6 секунд больше, чем на вдвое меньшей высоте.

На искусственном спутнике, как и на Земле, наступлению ночи будут предшествовать сумерки (см. рис. 26). Сумерки будут на спутнике и перед наступлением дня. Но вечерняя полутьма и предрассветный полумрак будут вызваны совсем другими причинами, чем на Земле (где свет рассеивается верхними слоями атмосферы), а именно прохождением спутника через полутень нашей планеты. Искусственный спутник входит сначала в полутень Земли и лишь потом погружается в ее полную тень. В то время

Таблица 8

Продолжительность дня и ночи на искусственном спутнике

Высота движения искусственного спутника в километрах	Минимальная продолжительность дня (включая сумерки)				Максимальная продолжительность ночи		
	час.	мин.	сек	в процентах относительно длительности на нулевой высоте	мин	сек.	в процентах относительно длительности на нулевой высоте
0	0	42	13	100,00	42	12	100,00
200	0	51	09	121,2	37	15	88,24
1000	1	10	07	166,1	34	55	82,71
2000	1	32	08	218,2	35	01	82,94
3000	1	54	40	271,6	35	51	84,92
4000	2	18	11	327,7	36	56	87,49
5000	2	45	06	386,3	38	06	90,24
6000	3	08	58	447,6	39	20	93,17
6378	3	18	59	471,3	39	48	94,28
7000	3	35	56	511,5	40	35	96,13

как поперечник полной тени Земли постепенно уменьшается и, наконец, сходит на нет, поперечник полутени Земли постоянно увеличивается. Если в течение местной ночи Солнца на спутнике совсем не будет видно, то в сумерки оно будет видно частично.

На искусственном спутнике будут также свои времена года, обусловленные, как и на Земле, изменением длительности дня и ночи, но это последнее явление будет вызываться не теми причинами, что на нашей планете. Если на Земле изменения длительности дня и ночи в течение года вызваны наклоном оси земного шара к эклиптике, то на искусственном спутнике они объясняются различной продолжительностью погружения спутника в тень Земли. Условная зима на спутнике наступит в период самых продолжительных ночей, а лето — самых длинных дней.

Весь ход календаря на спутнике определяется тем, что его круговой путь лежит всегда в одной и той же плоскости, неподвижной относительно звезд. Возьмем для примера искусственный спутник, огибающий полюсы на высоте 210 километров. Плоскость такого спутника, как и земная ось, будет наклонена к эклиптике под углом $66^{\circ} 33'$. Допустим, что во время сентябрьского равноден-

ствия эта плоскость параллельна солнечным лучам. В тот момент, когда спутник попадет в тень Земли, на нем наступит ночь. Это произойдет через четыре минуты после того, как спутник пройдет над Северным полюсом, и в течение этих четырех минут спутник еще будет залит солнечными лучами, хотя лежащую под ним местность в это время уже окутает ночь. Когда же на спутнике взойдет Солнце, поверхность Земли все еще будет находиться в тени, и это снова продлится четыре минуты пока спутник не достигнет Южного полюса. Таким образом, день на спутнике будет длиться на $4 \times 4 = 16$ минут дольше ночи, причем его общая продолжительность составит 52 минуты. В это время на спутнике будет самая долгая ночь, и поэтому на нем будет господствовать зима.

На описанном спутнике в июне и декабре — самый разгар лета, а в конце марта и сентября — середина зимы. Таким образом, в течение одного земного года на спутнике сменяются две зимы и два лета.

Если же круговая орбита искусственного спутника лежит в плоскости эклиптики, то продолжительность дня и ночи на нем на протяжении всего года не будет изменяться и времена года будут отсутствовать. Если бы Земля не обращалась вокруг Солнца, то продолжительность дня и ночи на таком спутнике была бы такой, как это указано в таблице 8. Но так как в течение года Земля делает один оборот вокруг Солнца, то количество обращений спутника по отношению к последнему будет на один оборот больше, чем по отношению к звездам, в случае, если направления движений спутника вокруг Земли и Земли вокруг Солнца противоположны, и на один оборот меньше, если они одинаковы. Следовательно, длительность дня и ночи также будет различной в зависимости от направления движения спутника. Например, искусственный спутник, летящий на высоте одной десятой радиуса Земли, сделал бы в течение сидерического года 5400 оборотов вокруг нашей планеты по отношению к звездам. По отношению же к Солнцу он совершил бы 5399 оборотов в случае прямого движения (одинаковые направления обращений) и 5401 оборот при попятном движении (противоположные направления). Вследствие этого при прямом движении период обращения искусственного спутника по отношению к Солнцу увеличился бы на $1/5400$ долю, то есть примерно на одну секунду. При попятном направлении движения период обра-

щения спутника по отношению к Солнцу на такую же величину должен был бы уменьшиться. Одновременно на $1/5400$ увеличилась бы (или уменьшилась) продолжительность дня и ночи.

Указанная поправка возрастает с высотой полета спутника. Так, для высот в один, два и три радиуса она составляет уже соответственно $1/2202$, $1/1199$, $1/779$. Если для спутника, летящего на высоте одной десятой радиуса Земли, эта разница составляет всего плюс-минус одну секунду, то для последнего из приведенных только что случаев получается уже плюс-минус одна минута. Для искусственных спутников, движущихся в поясе Луны в противоположных направлениях по кругам одинаковых размеров, разница в периоде обращения относительно Солнца превысила бы уже четыре дня.

На продолжительность дня и ночи на спутнике влияет также форма орбиты. Выше мы рассматривали круговые орбиты. Но если при том же периоде обращения спутника его орбита будет не круговой, а эллиптической, то продолжительность дня и ночи изменится. При этом сплюсненность орбиты независимо от ее положения будет, как правило, вызывать увеличение продолжительности ночи по сравнению с продолжительностью ее в случае кругового движения. Заметим, что при этом продолжительность ночи будет, как правило, в апогее больше, чем в перигее. Хотя в апогее земная тень уже, чем в перигее (который мы предполагаем находящимся у поверхности Земли), но зато в апогее в значительно большей степени замедляется движение самого спутника.

Самые большие изменения продолжительности дня (или ночи) в течение года должны будут происходить на спутнике с орбитой, перпендикулярной к плоскости эклиптики. Можно условиться называть зимой период времени, когда спутник попадает (как правило, периодически) в полную тень Земли (то есть когда на нем, кроме дня и сумерек, бывают ночи), весной и осенью — периоды, когда он попадает в полутень нашей планеты (то есть когда в течение суток на спутнике бывают только день и сумерки), и, наконец, летом — такой период, когда спутник на протяжении многих обращений вокруг Земли совершенно минует и тень и полутень, будучи все время залит солнечными лучами. Длительность времен года для такого спутника приведена в таблице 9. При составлении

таблицы допускалось, что, например, к началу зимы или весны, когда орбита касается тени или полутени Земли, сам спутник оказывается именно в месте соприкосновения. На самом же деле такие совпадения, как правило, не будут, конечно, происходить. Поэтому чередование времен года на спутнике будет протекать несколько иначе, чем это указано в таблице, но поправки в их продолжительности не могут превысить период обращения спутника вокруг Земли.

Таблица 9

Продолжительность времен года на искусственном спутнике, плоскость орбиты которого перпендикулярна к эклиптике

Высота движения искусственного спутника в радиусах Земли	Продолжительность «весны» или «осени» в сутках	Продолжительность «лета» в сутках	Продолжительность «зимы» в сутках
0,1	0,56	51,86	129,65
0,2	0,56	67,51	114,00
0,3	0,56	80,01	101,50
0,4	0,56	89,53	91,98
0,5	0,56	97,20	84,31
0,7	0,56	108,93	72,58
1	0,56	121,17	60,34
1,5	0,56	134,20	47,31
2	0,56	142,53	38,98
3	0,56	152,67	28,84
4	0,56	158,63	22,88

Изменения продолжительности ночи на искусственном спутнике зависят от высоты движения спутника: чем выше пролегает орбита спутника, тем более резким будет удлинение ночи в начальном периоде местной зимы и тем быстрее оно потом пойдет на убыль.

Объясняется это двумя причинами. Как мы видели, с увеличением высоты движения спутника, с одной стороны, увеличивается продолжительность ночи на нем, а с другой — сокращается зима. Так, при радиусе орбиты в 1,1 радиуса Земли удлинение ночи на спутнике не превышает полутора минут, в то время как для спутника, движущегося по кругу с диаметром, в десять раз превосходящим поперечник Земли, соответствующая величина достигает 37 минут. Самые малые колебания в продолжительности ночи имеют место в середине царящей на спутнике зимы.

2. Движение небесных тел при наблюдениях с искусственного спутника

Вид неба с искусственного спутника будет совсем иной, чем с поверхности Земли. Нашим глазам, глазам людей, живущих в северном полушарии, недоступна большая часть небосвода южного полушария точно так же, как жителям южного полушария не видна большая часть северного небосвода. С искусственного спутника, независимо от направления его движения, можно будет в течение местных «суток» (то есть в течение одного обращения вокруг Земли) наблюдать всю небесную сферу.

За местные звездные сутки наблюдателю с искусственного спутника покажется, что Земля сделала полный оборот вокруг спутника. Если плоскость орбиты спутника будет совпадать с эклиптической, то Земля будет перемещаться вдоль зодиакального пояса, проходя последовательно через созвездия Овна, Тельца, Близнецов, Рака, Льва, Девы, Весов, Скорпиона, Стрельца, Козерога, Водолея и Рыб и возвращаясь к созвездию Овна (или наоборот — в зависимости от направления движения спутника). Если спутник будет пролетать над полюсами, то в течение местных звездных суток наблюдатель непременно увидит Малую Медведицу и близкие к южному небесному полюсу созвездия Хамелеона, Райской Птицы, Столовой Горы и др. В этом случае Земля будет поочередно закрывать Полярную звезду и ряд других звезд, расположенных вдоль небесного меридиана, в плоскости которого лежит орбита искусственного спутника. Земля может периодически проходить, например, через созвездия Андромеды и Кассиопеи, вдоль 15-градусного меридиана и затем, обогнув небесный полюс и пройдя на противоположный 195-градусный меридиан (сравнить с глобусом), пересечь созвездия Гончих Собак и Волос Вероники. Если же повернуть плоскость орбиты спутника на 90° вокруг оси мира (и Земли), то есть так, чтобы спутник продолжал облетать полюсы, то Земля периодически будет проходить через совсем другие созвездия, а именно, через созвездия Орла, Единорога, Большого Пса, Малого Пса и Стрельца.

Если орбита будет круговой, то видимое на небесной сфере движение Земли будет равномерным. В случае же эллиптической орбиты вследствие неравномерности движения самого спутника, а также из-за изменения расстоя-

ния до Земли наблюдателю на спутнике будет казаться, что Земля то ускоряет, то замедляет свое движение по небесному своду. Если, например, апогей спутника расположен в два или три раза дальше от центра Земли, чем перигей, то во время прохождения спутника через наиболее удаленную точку его орбиты видимое угловое перемещение Земли по звездному небу уменьшится соответственно в четыре или в девять раз, по сравнению с угловым перемещением в перигее за тот же промежуток времени.

Естественно, что при движении спутника по эллипсу, угловой диаметр Земли будет непрерывно изменяться, так как чем больше расстояние, отделяющее наблюдателя от видимого предмета, тем меньше угол, под которым виден данный предмет.

Для наблюдателя на искусственном спутнике Луна также будет в постоянном движении относительно небосвода, которое частично вызывается собственным перемещением спутника в пространстве. Но, в то время, как вследствие последнего видимое движение Земли по большому кругу небесной сферы всегда прямолинейно (что объясняется прохождением плоскости орбиты спутника через центр Земли), путь Луны может казаться также круговым и эллиптическим. Допустим, например, что круговая орбита искусственного спутника перпендикулярна линии Земля — Луна. По мере перемещения спутника наблюдатель увидит Луну на меняющемся фоне звезд подобно тому, как из окна движущегося поезда мы видим телеграфный столб перемещающимся на фоне пейзажа. В течение одного оборота спутника вокруг Земли Луна опишет круг, который будет тем больше, чем больше орбита искусственного спутника. Простой расчет показывает, например, что при радиусе орбиты, в десять раз превышающем экваториальный радиус Земли, Луна опишет круг с радиусом, который будет виден под углом от 9° до 10° (величина его колеблется в зависимости от того, находится ли Луна в апогее или перигее).

Если плоскость круговой орбиты спутника по отношению к линии Земля — Луна будет наклонена, то будет казаться, что Луна описывает эллипс. При движении же самого искусственного спутника по эллипсу видимое движение Луны будет эллиптическим или круговым в зависимости от угла наклона орбиты.

Что касается видимых размеров Луны, то они не будут меняться лишь при движении спутника по кругу, плоскость которого перпендикулярна к линии, проходящей через центры Земли и Луны. Во всех других случаях размеры видимого диска Луны будут изменяться. Самые большие колебания видимого поперечника Луны будут иметь место тогда, когда плоскость орбиты спутника будет проходить через центр Луны. Так, если поперечник круговой орбиты спутника равен двадцати радиусам Земли, то в противостоянии (то есть когда искусственный спутник находится на самом близком расстоянии от Луны) Луна покажется наблюдателю вдвое большей, чем в соединении (то есть когда Луна наиболее удалена от спутника). Если же увеличить радиус орбиты в 2,75 раза, то в противостоянии диск Луны будет казаться в 22 раза больше, чем в соединении, и в 11 с лишним раз больше, чем при наблюдении с поверхности Земли.

Видимое движение Солнца, вызванное перемещением спутника, носит тот же характер, что и видимое движение Луны. Однако из-за большей удаленности нашего дневного светила это движение будет гораздо менее заметно.

3. Жизнь в условиях невесомости

Если на искусственном спутнике не будет создана искусственная тяжесть, то физические явления на его борту будут существенно отличаться от привычных явлений, имеющих место на Земле.

При отсутствии тяжести представление о «верхе» и «ниже» исчезнет. Силы притяжения между предметами на спутнике ввиду малости взаимодействующих масс не будут заметны. Люди смогут отдыхать в любом положении. Ходьба станет невозможной, так как давление стопы на опору будет отсутствовать, а следовательно, не будет и трения, необходимого для передвижения.

Передвигаться внутри искусственного спутника можно будет, или подтягиваясь к стенкам и неподвижно укрепленным предметам, или отталкиваясь от них. При выходе из искусственного спутника в сверхатмосферное пространство астронавт, очевидно, должен будет сохранять с ним связь с помощью троса. Он может взять с собой привязанный к тонкому тросу тяжелый предмет, отбросив который в одном направлении, он сам переместится в противополо-

ложном направлении (на основании закона о сохранении положения центра масс при действии одних внутренних сил). Того же эффекта можно будет достичь с помощью маленькой ракеты или пистолета, но эти способы связаны с безвозвратной потерей массы.

Обычной мебелью и инструментами нельзя будет пользоваться. Для удержания любого предмета на определенном месте его придется укреплять. При приготовлении пищи кастрюли нужно будет закрывать крышками и приводить их во вращательное движение, чтобы их содержимое прилегало к стенкам. Очень удобно будет пользоваться электромагнитными приборами, которые должны хорошо действовать в условиях невесомости.

При выливании из сосуда жидкость обратится в шар вследствие действия поверхностного натяжения. При соприкосновении с твердым телом силы сцепления могут превысить силы поверхностного натяжения, и тогда жидкость растечется по поверхности тела. Вообще обращение с жидкостями будет довольно неудобно. Умываться можно будет только с помощью смоченной губки или полотенца. Для опорожнения бутылки нужно будет буквально «стянуть» ее с заключенной в ней жидкости, либо использовать центробежный эффект, двигая бутылку по большой дуге, либо, наконец, воспользоваться насосом или резиновой грушей.

Для поддержания пламени в горелке нужно будет подводить к ней непрерывную струю кислорода; без этого продукты сгорания не будут отводиться от пламени, и оно будет заглушено. Одежда должна быть изготовлена таким образом, чтобы она удерживалась на теле независимо от силы тяготения.

Таким образом, управление многими явлениями и функциями на искусственном спутнике будет несколько затруднено. С другой стороны, некоторые функции при отсутствии тяжести существенно облегчатся.

На искусственных спутниках, на которых в целом не будет создана искусственная тяжесть, может оказаться необходимым создать ее в определенных «уголках» для проведения некоторых опытов. Например, во время свободного полета искусственного спутника не будет проявляться сила тяжести в ионизационных камерах, применяемых для измерения ионизирующих излучений, а это будет мешать образованию туманной полоски при прохождении

заряженной частицы. В этом случае силу тяжести можно будет заменить центробежной силой, которую можно создать вращением ионизационной камеры вокруг ее продольной оси. Такой метод уже применяется в современных высотных ракетах.

4. Кондиционирование воздуха

Возможно, что при правильно подобранных составных элементах воздуха астронавты смогут нормально дышать при давлении в кабине на много ниже одной атмосферы. А чем меньше будет давление в помещениях искусственного спутника, тем тоньше могут быть стенки его корпуса.

Воздух в кабине может непрерывно очищаться путем охлаждения в специальном конденсаторе до температуры сжижения углекислого газа, то есть до -78°C . При этом сначала будет осаждаться вода, а затем и жидкая углекислота. К очищенному воздуху должен прибавляться в необходимом количестве кислород и немного водяных паров (меньше, чем было извлечено), после чего смесь необходимо будет подогреть до нормальной температуры. Дым, образующийся при курении, газы, образующиеся при приготовлении пищи, могут быть сконденсированы на холодных поверхностях, а осадок затем соскоблен при помощи особых щеток.

Однако кондиционирование воздуха в кабинах спутника будет затруднено тем обстоятельством, что процесс дыхания и выделения водяного пара человеком весьма неравномерен. Как показали опыты при напряженной работе в течение часа человек может выделить в виде пара килограмм воды (при прыжке с парашютом испаряется до полкилограмма воды).

Навряд ли окажется целесообразным переправить на искусственный спутник с непродолжительным сроком использования тяжеловесную регенеративную установку для возобновления состава воздуха. Проще, по-видимому, будет заменить испорченную микроатмосферу свежей путем «прветривания» кабины следующим образом. Удалившись в соседнюю кабину (или надев скафандры), астронавты поворачивают кран, выпуская из оставленного ими помещения воздух в сверхатмосферное пространство. Такая операция будет непродолжительной, так как воздух устремится наружу со скоростью звука. Затем кран закры-

вается, и кабина наполняется свежим воздухом. Выделение углекислоты из микроатмосферы может производиться также с помощью химических средств. Так, например, в погруженной подводной лодке удастся с помощью поглотителей устранять углекислоту в течение многих суток.

Микроатмосфера не должна состоять из чистого кислорода, который увеличивает пожарную опасность, быстро окисляет и портит пищевые продукты, а должна содержать также инертные газы. В частности, в качестве составной части микроатмосферы космического корабля часто предлагается использовать гелий, поскольку он значительно (в 7,4 раза) легче азота. Однако гелий быстрее других газов улетучивается сквозь микроскопические отверстия, имеет точку кипения, близкую к абсолютному нулю, обладает большим удельным объемом и плохой звукопередачей. Эти особенности делают его малоприменимым в качестве составной части микроатмосферы. Опытами установлено, что чистый кислород при давлении 190 миллиметров ртутного столба вызывает те же физиологические реакции, как и воздух на уровне моря. Однако при длительном вдыхании чистый кислород оказывает на организм расслабляющее действие. Считается, что снижение парциального давления ¹⁾ кислорода до 150 миллиметров ртутного столба не может вызвать физиологического расстройства, если общее давление не ниже 190 миллиметров ртутного столба. Поэтому для искусственного спутника предлагается микроатмосфера с давлением 190 миллиметров ртутного столба, в которой парциальное давление кислорода составляет 160, водяных паров 20 и углекислого газа 10 миллиметров ртутного столба (Грант, США). Принято считать, что другие газы не являются необходимыми для функционирования человеческого организма, но это предположение требует проверки, тем более, что, как выяснилось в последнее время, азот в небольших дозах играет некоторую роль в обмене веществ.

Необходимый запас кислорода удобно взять с собой в жидком виде. В этом случае вес и объем резервуаров будут меньше, чем газовых баллонов. Конструкция баков для хранения сжиженного кислорода может быть выполнена по принципу сосудов Дьюара (как в термосе), что обеспечит довольно длительное сохранение сжиженных газов. Пе-

¹⁾ Парциальное давление газа в смеси — то давление, которое имел бы этот газ, если бы он один занимал весь объем смеси

реброску кислорода с Земли на искусственный спутник можно осуществить даже в твердом виде, что потребует самой легкой тары. Кислородом для дыхания можно запастись также, взяв его в составе перекиси натрия, которая поглощает углекислый газ и излишнюю влагу и выделяет кислород. Еще более подходящей была бы перекись водорода в твердом виде.

В условиях невесомости в микроатмосфере искусственного спутника отсутствует явление конвекции (воздухообмена между нижними и верхними слоями), что может, в частности, привести к удушью: воздух застаивается, причем образуются углекислые «мешки», делающие невозможным процесс дыхания (а также процесс горения пламени). Поэтому в кабинах следует с помощью вентиляторов или других средств постоянно перемешивать воздух и одновременно производить принудительную одностороннюю циркуляцию воздуха.

Во время стратосферных полетов экипажи самолетов обеспечиваются искусственной микроатмосферой с помощью специальной аппаратуры, которая при соответствующем усовершенствовании сможет быть применена и на борту искусственного спутника.

5. Гелиотехника на искусственном спутнике

В популярной литературе довольно часто приходится встречаться с ошибочным представлением о «температуре межпланетного пространства». Дело в том, что материю, заполняющую межпланетное пространство, практически можно не учитывать ввиду ее ничтожной плотности. Следовательно, межпланетное пространство не имеет никакой температуры и в отличие от окружающей нас на Земле атмосферной среды не согревает и не охлаждает.

Для поддержания температуры внутри искусственного спутника можно будет применить искусственное отопление. При этом необходимо будет принимать меры против потери тепла через стенки кабины, например путем обшивки их теплонепроницаемым материалом. Однако искусственное отопление, связанное с расходом топлива, вряд ли будет применяться. Нормально температура в помещениях искусственного спутника будет поддерживаться без всякого расхода топлива — путем использования энергии солнечных лучей. В самом деле, всякое тело, подвергающееся

действию солнечных лучей, нагревается или охлаждается до тех пор, пока количество поглощаемой им теплоты не сделается равным количеству излучаемой теплоты, после чего температура тела устанавливается на определенном постоянном уровне — на так называемой равновесной температуре.

Равновесная температура тела зависит от его вещества, от формы тела, от расположения освещаемой поверхности тела относительно солнечных лучей и, наконец, от расстояния до Солнца. Например, на орбите искусственного спутника температура абсолютно черного шара, быстро вращающегося вокруг оси, перпендикулярной к солнечным лучам, будет равна примерно 3° тепла. Температура абсолютно черного цилиндра с высотой, равной пяти диаметрам, будет колебаться от -93 до $+13^{\circ}$ С в зависимости от расположения цилиндра относительно солнечных лучей.

В момент погружения искусственного спутника в тень Земли его равновесная температура резко падает, а при последующем освещении спутника солнечными лучами резко поднимается. Необходимо будет смягчить эти резкие колебания температуры не только для нормального функционирования находящихся на спутнике живых организмов (например, мелких животных), но и различной аппаратуры.

Что касается расстояния искусственного спутника от Солнца, то его практически можно считать равным расстоянию Земли от Солнца, оно лишь немного будет меняться в течение года. В январе оно на 3,3 процента будет меньше, чем в июле, и тогда интенсивность солнечного излучения на спутнике увеличится на 7 процентов.

Абсолютно черное тело поглощает солнечные лучи целиком. Тела другой окраски часть солнечных лучей в той или иной мере отражают. Это обстоятельство позволит легко и в широких пределах регулировать температуру в помещениях искусственного спутника. Достаточно будет одну часть наружных стенок спутника покрыть оболочкой из материала, сильно поглощающего солнечные лучи, а другую часть — оболочкой, хорошо отражающей лучи, и поворачивать эти оболочки соответствующим образом относительно Солнца (удобнее было бы поворачивать оболочки вместе со спутником).

Имеющиеся на межпланетной станции запасы жидкого кислорода и другие сжиженные газы должны, конечно,

храниться при вполне определенной низкой температуре; между тем, человеческий организм требует сравнительно высокой температуры. Эти противоречивые требования приводят к значительному усложнению конструкции межпланетной станции. Для решения этой задачи можно будет, например, отделить баки с жидким топливом от пассажирской кабины и искусственно поддерживать в них низкую температуру. Если поддержание низкой температуры на стороне, обращенной к Солнцу, нельзя будет обеспечить при помощи теплоизоляции, то содержимое баков придется перемешивать механическим путем.

На поверхности Земли наличие атмосферы вносит заметную поправку в величину равновесной температуры, обусловленной солнечным излучением. Это происходит вследствие конвекции, отнимающей тепло от нагреваемого тела. Поэтому данные о нагревании тела, получаемые из повседневного опыта, нельзя распространять на случай, когда тела находятся в мировом пространстве; некоторые тела, нагревающиеся в воздухе сильнее, чем другие, в пустоте будут иметь более низкую температуру.

На искусственном спутнике энергия солнечных лучей может быть использована также для технических целей, в частности для производства механической и электрической энергии. На спутнике (или вблизи него) можно, например, установить применяющийся издавна тип солнечной паровой машины, в которой котел нагревается концентрированным пучком солнечных лучей, отраженных от зеркала больших размеров. В сверхатмосферном пространстве легко будет производить также конденсацию пара с теневой стороны установки. Заметим, что температурный перепад между освещенной и теневой сторонами на искусственном спутнике значительно более резок, чем на Земле, а благодаря этому коэффициент полезного действия гелиоустановки на спутнике может быть больше.

В земных условиях для получения мощности в одну лошадиную силу в настоящее время требуется гелиоустановка с зеркалом площадью 17 квадратных метров. На искусственных спутниках Земли вследствие отсутствия атмосферы теоретически можно было бы достичь несколько лучших результатов. Но практически условия работы на искусственном спутнике, конечно, несравненно более сложны. Ведь хорошо известно, что и на твердой земле гелиотехника еще не добилась достаточно хороших резуль-

татов. Гелиоустановки весьма тяжеловесны. Применение новых методов трансформации солнечной энергии в электрическую, например путем использования фотоэлементов и полупроводниковых батарей, даст, возможно, лучшие результаты.

Приведем соображения Штулингера (США) относительно снабжения энергией автоматических искусственных спутников.

Установленный на искусственном спутнике кремниевый фотоэлемент может превращать солнечную энергию в электрическую. Такие фотоэлементы дают ток в 50 ватт на 1 квадратный метр пучка солнечных лучей. Фотоэлемент автоматически удерживается перпендикулярно к солнечным лучам. Однако фотоэлектрический генератор тока не может работать беспредельно долго. В настоящее время неизвестно даже, сможет ли он служить в течение нескольких месяцев.

Более продолжителен срок службы батареи термоэлементов. Особый автомат направляет зеркало перпендикулярно к солнечным лучам. Термоэлементы с одного конца нагреваются сконцентрированными солнечными лучами, а с другого — охлаждаются. Охлаждение термоэлементов может осуществляться с помощью масляного радиатора, работающего по принципу лучеиспускания. Для излучения 1 киловатта тепловой энергии помещенным в тень черным телом (радиатором) с температурой 100°C требуется радиатор поверхностью 0,93 квадратного метра. При температуре же 20°C излучающая поверхность должна быть уже в 2,7 раза больше, ибо интенсивность излучения возрастает пропорционально четвертой степени абсолютной температуры тела. Охлаждающее устройство будет составлять больше половины общего веса генераторной установки.

Во время прохождения спутника в солнечных лучах часть произведенной электроэнергии должна идти на зарядку аккумуляторов, которые начинают работать в момент вступления спутника в тень Земли.

Термоэлементы могут также нагреваться радиоактивными изотопами, причем кинетическая энергия бета-распада при поглощении частиц распада самой массой изотопа и стенками вместилища превращается в тепловую энергию. Для этой цели предлагается использовать стронций-90, период полураспада которого составляет 20 лет. Но для производства 1 килограмма этого изотопа требуется

использовать 25 килограммов урана или плутония. Количество необходимого сырья значительно уменьшится, если довольствоваться стронцием-89, период полураспада которого длится всего 53 суток. Для выходной мощности тока 100 ватт потребовалось бы 18,1 килограмма стронция-90.

При использовании изотопов счетчики заряженных частиц и другие приборы, чувствительные к радиоактивным излучениям, необходимо предохранить от гамма- и рентгеновских лучей защитной преградой. При весе аппаратуры с регистрирующими приборами 27 килограммов и весе радиопередатчиков 14 килограммов общий вес искусственного спутника с фотоэлектрическим источником тока составит 159 килограммов, а с термобатареей, нагреваемой Солнцем или изотопом, — около 206 килограммов. Коэффициент полезного действия предложенных источников электроэнергии равен примерно 5 процентам, а их вес — от 0,7 до 1,1 килограмма на ватт. Паровая машина с электрогенератором общей мощностью 100 ватт имела бы меньший коэффициент полезного действия, зато при мощности 20 киловатт ее коэффициент полезного действия мог бы достигнуть 10—15 процентов. С другой стороны, имеются основания полагать, что коэффициент полезного действия полупроводниковых элементов удастся значительно повысить. Фотоэлектрические генераторы тока могут оказаться выгоднее электромашинных генераторов.

При мощности, доходящей до нескольких сот ватт, и длительности работы в несколько суток в настоящее время обычные гальванические элементы предпочтительнее всех других источников электроэнергии. Лучшие источники этого типа дают 0,11 киловатт-часов на 1 килограмм веса батареи. В частности, ртутные батареи не только дают самый сильный ток на единицу веса, но имеют также наибольший срок сохранности.

6. Измерительная аппаратура

Научно-измерительные, навигационные и другие приборы и агрегаты, которыми будут оснащены искусственный спутник и переправочные ракеты, должны быть приспособлены к работе как в условиях невесомости, так и в условиях увеличенной тяжести.

Для измерения давления воздуха в кабинах ракеты и спутника нужно пользоваться anerоидом, так как обычный

ртутный барометр для этой цели непригоден. В самом деле, анероид основан на упругой деформации твердого тела, а это свойство не меняется от увеличения или исчезновения ускорения, которому подвергается прибор. Ртутный же барометр основан на уравнивании давления воздуха весом соответствующего столба ртути. Но в то время как давление воздуха в кабине ракеты практически не будет меняться ни во время работы двигателя, ни во время полета с выключенным двигателем, вес столба ртути существенным образом будет зависеть от величины тяги ракетного двигателя.

Так, например, если после включения двигателя сила тяжести на ракете увеличится в четыре раза, то давление воздуха в кабине ракеты будет уравниваться столбом ртути, в четыре раза меньшим нормального, что может ввести наблюдателя в заблуждение. При полете же по инерции (на ракете или на искусственном спутнике) масса ртути, вообще, теряет свой вес, поэтому ртуть в узком колене барометра поднимется до самого верха и барометр перестанет обнаруживать изменения давления.

В случае небольшой утечки воздуха из помещений искусственного спутника его давление может падать очень медленно и оставаться незаметным для обычного анероида. Поэтому для контроля герметичности кабины будут применяться особые (дифференциальные) течеискатели. Заметим, однако, что постоянное давление микроатмосферы отнюдь не дает гарантии отсутствия утечки, так как в кабину все время будет притекать свежий воздух.

Из-за потери веса во время полета по инерции маятниковые часы с гирей не смогут ходить. Но здесь достаточно замены гири пружиной. Когда при взлете ракетный двигатель разовьет большое ускорение, колебания маятника будут происходить чаще и часы начнут спешить; после же выключения двигателя маятник вообще перестанет колебаться и часы остановятся. Не будут они работать и на парашюте по инерции искусственного спутнике. Поэтому следует маятник заменить якорем (балансиром), пружина которого будет работать независимо от условий движения ракеты или спутника (такой балансир существует в ручных и карманных часах).

Как на искусственном спутнике измерять массу? Подвесим килограммовую гирю к пружинным весам. До момента взлета ракеты указатель весов будет стоять на

единице. Но в момент включения двигателя указатель резко переместится и будет показывать столько килограммов, во сколько раз перегрузка на ракете больше нормального веса на поверхности Земли. Когда же ускорение прекратится, указатель перескочит на «нуль». Следовательно, обычные пружинные весы не позволят измерять массу на искусственном спутнике или на переправочной ракете. И рычажные весы не будут работать в условиях невесомости. Придется пользоваться центробежными весами, в которых сила, сжимающая пружину, будет возникать вследствие вращения и не будет зависеть от характера движения летательного аппарата.

Особый прибор типа пружинных весов окажется все же весьма полезным на борту взлетающей ракеты, но для совершенно другой цели. В период работы двигателя осязаемое на ракете ускорение (см. сноску на стр. 119) будет определяться с помощью акселерографа. Этот самонирующий прибор указывает приращение скорости ракеты в каждую секунду, однако без учета влияния поля тяготения Земли. Иначе говоря, он указывает то ускорение, которое имела бы ракета в свободном пространстве (ускорение реактивной тяги). Исходя из указаний акселерографа, можно будет вычислить ускорение движения взлетающей ракеты относительно Земли (прибор, прямо указывающий эту величину, ждет своего изобретателя). Действие акселерографа основано обычно на принципе действия пружинного безмена, а именно: если свободно подвесить к пружине, прикрепленной к ракете, некоторую массу, то величина опускания пружины будет пропорциональна измеряемому ускорению. Акселерограф имеет шкалу в метрах в секунду за секунду. Его можно также проградуировать так, чтобы он указывал, во сколько раз во время работы двигателя вес тела на ракете больше или меньше, чем нормальный вес их на Земле.

Большое значение в оснащении искусственного спутника будет иметь радиоаппаратура. С помощью передаточно-приемных радиостанций можно будет с большой точностью определить как расстояние между искусственным спутником и Землей, так и скорость его передвижения. Как показали исследования, скорость можно будет измерять с точностью до одной десятитысячной, а расстояние — до одной десятиллионной доли измеряемой величины (современные радиоальтиметры указывают

высоты до 15 километров с точностью до 5 метров, при этом их вес не превышает 15 килограммов). В частности, для определения радиальных (лучевых) скоростей (т. е. скоростей удаления от наблюдателя или приближения к нему) искусственных спутников и ракет, перелетающих на искусственный спутник, может быть использован эффект Допплера ¹⁾. Некоторый опыт в этом направлении уже получен при запусках управляемых ракет. При корректировании траекторий орбитальных ракет и искусственных спутников, как и для многих других целей, могут быть использованы электронные приборы.

Для ряда исследований, как, например, измерения альbedo Земли или интенсивности космических лучей, а также для возможного использования установленной на спутнике направленной антенны для целей радиосвязи и телевидения необходимо, чтобы ось вращения спутника была постоянно направлена к центру Земли. На искусственном спутнике, где сила земного тяготения не ощущается, нет возможности определить положение центра Земли при помощи отвеса. Штулингер (США) предложил использовать для этой цели экранирующий эффект земного шара по отношению к космическим лучам (эффект непропускания лучей).

В автоматическом приспособлении, помещенном на искусственном спутнике, имеется счетчик заряженных частиц — космических лучей. Выделим из пространства конус с вершиной в спутнике, образующие которого касаются поверхности Земли. Если счетчик заряженных частиц расположен вне этого конуса (положение 1 на рис. 27), то он регистрирует то или иное количество заряженных частиц; если же он расположен внутри конуса (положение 2 на рис. 27), то счетчик совсем не регистрирует частиц, так как его канал заслонен в этом положении от космических лучей земным шаром.

Когда счетчик, вращающийся в плоскости, проходящей через центр Земли, расположен по образующей конуса, то при малейшем его сдвиге число регистрируемых частиц

¹⁾ Когда гудящий паровоз приближается к нам, то кажется, что звук гудка постепенно повышается, а при удалении паровоза звук как будто понижается. Это объясняется тем, что в первом случае частота колебаний возрастает, а во втором — убывает. Это явление получило название эффекта Допплера по имени физика, впервые объяснившего его.

или резко увеличится, или упадет до нуля. Таким образом, легко найдутся две образующие, лежащие в упомянутой плоскости. Линия же, делящая пополам угол между ними (ось конуса), и будет давать

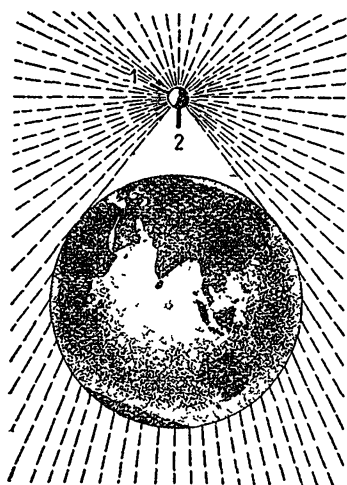


Рис 27. Для автоматического определения вертикали на искусственном спутнике может быть использован эффект экранирующего действия земного шара по отношению к космическим лучам. Такие лучи попадают в счетчик заряженных частиц из мирового пространства в положении 1, но не могут попасть в него, когда канал счетчика находится в положении 2.

искомое направление местной вертикали. Это позволит удерживать ось спутника постоянно направленной к центру Земли. Такое положение спутника достигается следующим образом: система счетчиков заряженных частиц, используя закон сохранения момента количества движения, заставляет поворачиваться спутник путем включения с помощью сервомоторов перпендикулярно друг другу установленных маховичков, которые тормозятся (как правило, не одновременно) в момент, когда ось спутника приняла желаемое направление.

Если бы можно было добиться, чтобы ось спутника не отклонялась от центра Земли больше чем на 10° , то можно было бы использовать на спутнике направленную антенну с отверстием пучка радиоволн в 30° . В этом случае для радио-

передач потребовалось бы в пятнадцать раз меньше энергии, чем при использовании ненаправленной антенны.

Все оснащение спутника должно строиться с таким расчетом, чтобы оно могло подвергаться не только резким колебаниям температуры и давления, но и изменениям ускорения реактивной силы.

Некоторые авторы считают, что ряд функций существующих автоматических аппаратов было бы выгоднее с точки зрения экономии в весе возложить на человека, находящегося на искусственном спутнике (Грин, Канада).

7. Космические скафандры

Естественно, что выход из корпуса искусственного спутника наружу сможет производиться только в скафандрах и через тамбур. Надев скафандры, космонавты переходят из кабины в тамбур и герметически закрывают за собой дверь. Затем воздух из тамбура выкачивается и только тогда можно раскрыть внешнюю дверь.

В настоящее время уже созданы скафандры для пребывания в очень разреженной и даже в безвоздушной среде. Разрабатываются также проекты скафандра для внеземных полетов (Оберт и др.). Такой скафандр принципиально отличается от скафандра, предназначенного для сверхвысотных полетов. Он должен обеспечить космонавтам не только нормальную среду для дыхания, но и необходимую температуру в безвоздушном пространстве; кроме того, он должен задерживать вредоносные излучения Солнца и звезд и защищать от космической пыли и микрометеоритов, движущихся с огромной скоростью. Для этой цели предлагаются скафандры с многослойной обшивкой.

Термостат будет поддерживать постоянную температуру скафандра как в солнечных лучах, так и в тени Земли. Этот автомат будет компенсировать также колебания равновесной температуры скафандра при его разных положениях относительно направления солнечных лучей.

Микроатмосфера скафандра будет возобновляться постоянным односторонним движением свежей воздушной струи при помощи специального аппарата. Вода, получаемая в этом процессе, может быть использована астронавтом, одетым в скафандр, для питья.

Скафандр из мягкой ткани непригоден для безвоздушного пространства, так как вследствие внутреннего давления он принимал бы форму наибольшего, допускаемого площадью ткани, объема, и движения астронавтов были бы крайне затруднены. Скафандр должен быть жестким и при любых движениях сохранять постоянный объем. Чтобы обеспечить космонавтам свободу движений, скафандр должен иметь суставы с необходимым количеством степеней свободы. Труднейшей конструктивной задачей является обеспечение подвижности пальцев. Для этой цели лучше применять наружные щипцы, управляемые

изнутри скафандра. Для предохранения от последствий ударов предлагается обшивку скафандра покрыть суконной рубашкой.

Малая разность давлений внутри и снаружи космического скафандра в отличие от водолазного позволит сделать его сравнительно легким, несмотря на сложность конструкции.

8. Метеорная опасность

Часто высказываются опасения, что искусственный спутник рискует встретиться с крупными метеорными телами. Насколько велика эта опасность и каковы способы защиты от нее?

При падении крупного метеорита на Землю происходит сильный взрыв, причем основная масса метеорита превращается в газ, а остальная разлетается в виде осколков. На поверхности Земли на месте падения метеорита образуется кратер диаметром, достигающим иногда до нескольких километров. Однако падение столь крупного метеорита — явление исключительно редкое, и опасность столкновения с таким телом искусственному спутнику практически не угрожает.

В последние годы установлено, что общая масса микрометеоритов значительно больше массы всех визуально наблюдаемых метеоров. Вблизи Земли поток микрометеоритов диаметром 0,0005 миллиметра, пересекающих сечение площадью 93 квадратных метра, составляет 4900 единиц в час. Для микрометеоритов поперечником 0,01 миллиметра эта величина уменьшается до 0,49 единиц в час, а для метеоритов диаметром 1 миллиметр — до 0,0000005 единицы в час, то есть одно попадание... за 230 лет (Таннер, Великобритания).

«Бомбардировка» метеорными пылинками также не представляет опасности для искусственного спутника, несмотря на огромную скорость их движения, достигающую до нескольких десятков километров в секунду. Попадание микрометеоритов в высотные ракеты, например, оставляет столь незначительные следы, что обнаружить их удастся только с помощью микроскопа. Заметим, однако, что частота попадания микрометеоритов в высотные ракеты все же сравнительно велика: на высоте 35 километров происходит в среднем 2,2 попадания в секунду. Самую большую опасность представляют метеориты величиной с песчинку

или камешек. Для защиты от таких метеоритов некоторые предлагают сделать обшивку искусственного спутника двойной или многослойной, надеясь, что взрыв, который произойдет при попадании метеорного тела во внешнюю обшивку, не нарушит цельности внутренней обшивки.

Высказывается также мнение, что метеорные тела, которые будут пробивать тонкие стенки корабля, возможно, принесут меньший вред, чем те, которые взорвутся, увязнув в толстой броне.

Возможно, что для борьбы с метеорной опасностью удастся пользоваться радиолокационными установками, автоматически отклоняющими путь искусственного спутника. Все же следует отметить, что искусственные спутники вследствие колоссальной скорости их движения лишены той «гибкости», которой обладают наземные транспортные средства. Если пешеходу нетрудно обойти препятствия, встречающиеся на его пути, то автомобилисту, мчащемуся на большой скорости, это дается труднее, а ракетному самолету еще труднее быстро повернуть в сторону. Естественно, что возможность быстрого отклонения искусственного спутника от своей орбиты будет очень трудной. В этой области научной мысли предстоит еще большая работа.

Не исключено, что проблему защиты от метеорной опасности удастся решить путем обстрела метеорных тел. Разумеется, радиолокация угрожающих спутнику метеоров, а также наводка противометеорных пулеметов и обстрел должны вестись автоматически. Метеорное тело, которое «нацеливалось» на спутник, ударившись о пулю, взорвется на некотором расстоянии от спутника, и только ничтожная доля «брызг» может попасть на искусственный спутник. Эти частицы, по-видимому, не будут опаснее метеорной пыли, против которой достаточной защитой может служить обшивка корабля.

Частичной защитой от метеоров могут служить также верхние слои атмосферы, если спутник будет двигаться достаточно низко над поверхностью Земли на такой высоте, где, с одной стороны, воздух уже настолько разрежен, что почти не препятствует движению спутника, а с другой стороны, достаточно плотен для предохранения от самых «быстроходных» мелких метеоров. Такой высотой можно считать примерно 200 километров. Хотя на этой высоте плотность воздуха в десятки миллионов раз меньше, чем

у поверхности Земли, большая часть мелких метеоров не проникает до этого уровня.

Возможно, что на время прохождения «звездных дождей», когда метеорные тела падают на Землю целыми потоками, искусственным спутникам придется погружаться в более плотные слои атмосферы (но не ниже 100 километров), которые и послужат им частичной защитой. Чтобы преодолеть сопротивление воздуха, необходимо будет на это время включить небольшой ракетный двигатель, а также принять меры для предохранения оболочки спутника от перегрева.

Уиппл (США) считает, что для искусственного спутника Земли, движущегося вблизи нашей планеты, метеорная опасность будет больше, чем для межпланетного корабля, так как Земля притягивает к себе метеорную материю. Другие авторы думают, наоборот, что земной шар частично заслонит космический корабль от попадания метеорных тел.

Интересные теоретические исследования по поглощению энергии метеоритов амортизирующими экранами были проделаны английским ученым Лангтоном. Он в своем расчете допускает, что вся кинетическая энергия, образующаяся при ударе метеорного тела о броню, превращается в тепловую энергию, которая полностью поглощается броней и метеором. Если при этом радиус полушария расплавленного металла брони достигает величины, равной ее толщине, то броня считается пробитой. Лангтон приходит к заключению, что для поглощения термической энергии метеорных тел средних размеров и обладающих скоростью до 30 километров в секунду практически достаточно металлической брони толщиной 1 миллиметр. Однако механическое воздействие метеорного тела на броню значительно ухудшает эти результаты, хотя трудно определить, в какой степени.

IX. СВЯЗЬ С ЗЕМЛЕЙ

1. Световая сигнализация

Можно сказать, что зрение является наиболее тонким из всех наших внешних чувств. Вместе с тем чувствительность глаза весьма различна у разных лиц и у каждого человека изменяется в зависимости от условий: степени защиты от посторонних источников света, продолжительности приспособления глаза к темноте и т. д.

Как показали опыты, лица с хорошим зрением могут видеть звезды до 8—8,5 величины, привыкнув к ночной темноте в течение 1—1,5 часа, то есть при соответствующем расширении зрачка. В среднем же нормальный человеческий глаз легко улавливает звезды яркостью только до шестой величины. Это соответствует яркости света одной международной свечи на расстоянии 11 километров. Эту свечу можно было бы заметить даже с поверхности в 1520 квадратных километров, если ее поднять за пределы атмосферы и при помощи специальных зеркал распределить ее свет равномерно. В этом случае расстояние свечи от поверхности Земли не играет никакой роли, поскольку безвоздушное пространство является идеально прозрачным. Поэтому на искусственном спутнике, летящем на высоте 200 километров, достаточно установить источник света силой немногим больше 5000 свечей, чтобы он мог быть замечен простым глазом почти с восьми миллионов квадратных километров на поверхности Земли.

Чем выше движется искусственный спутник, тем дольше его сигналы будут заметны с поверхности Земли. Так, например, спутник, обращающийся на высоте около 300 километров и совершающий полный оборот вокруг Земли в течение полутора часов, сможет сообщаться с

определенным наблюдательным пунктом на Земле всего в течение 8 минут. «Разговорное время» увеличивается до 17,5 минуты для искусственного спутника, летящего на высоте 1000 километров с периодом обращения 1 час 45 минут. В таблице 10 указано время, в течение которого в определенном наблюдательном пункте может приниматься световая сигнализация с искусственных спутников, летящих на разных высотах, а также время, в течение которого световая сигнализация не может приниматься.

Для передачи световых телеграмм можно пользоваться кодом, состоящим из сочетания точек и тире, например телеграфным кодом Морзе.

Т а б л и ц а 10

Продолжительность периодов световой связи и радиосвязи

Высота полета искусственного спутника в километрах	Продолжительность световой связи и радиосвязи			Та же продолжительность по отношению к периоду обращения в процентах	Продолжительность невозможности световой связи и радиосвязи		
	час.	мин	сек.		час	мин.	сек
0	0	0	0	0	1	24	26
200	0	6	57	7,86	1	21	28
300	0	8	40	9,58	1	21	27
400	0	10	10	10,99	1	22	19
500	0	11	33	12,22	1	22	59
1000	0	17	37	16,77	1	27	25
2000	0	28	33	22,45	1	38	36
3000	0	39	25	26,19	1	51	6
4000	0	50	42	28,92	2	4	35
5000	1	02	30	31,06	2	18	42
6000	1	14	49	32,77	2	33	29
6378	1	19	35	33,33	2	39	12
7000	1	27	40	34,17	2	48	51

2. Радиосигнализация

Преимущество радиосигнализации перед сигнализацией световой заключается, во-первых, в том, что первая может осуществляться в любое время, даже когда Земля скрыта облаками. Во-вторых, помехой для радиосигналов будут только другие электромагнитные волны, в то время как световые лучи, полученные при помощи какой-либо технической установки, чаще всего будут теряться среди огромного количества звезд, наблюдаемых в телескоп.

Поэтому можно предполагать, что световая сигнализация как средство связи между искусственным спутником и Землей должна будет уступить место радиосигнализации, хотя в некоторых частных случаях она может оказаться удобнее последней.

Вовсе не безразлично, какой длиной волны пользоваться для связи между искусственным спутником и Землей. В верхних слоях атмосферы электромагнитные волны в той или иной мере отражаются или поглощаются. В частности, ионосфера представляет непроницаемый экран для волн длиной более 50—100 метров. Радиоволны, достигнув ионосферы, отражаются от нее и возвращаются к поверхности Земли. Последующее отражение волн от твердой оболочки Земли вызывает многократное повторение этого процесса, в результате чего радиоволны могут, как известно, достигать точек Земли, диаметрально противоположных местоположению передающей радиостанции. Но именно эти свойства ионосферы и затрудняют передачу электромагнитных волн с Земли на искусственный спутник. Даже более короткие волны длиной 20—40 метров могут проникать за пределы ионосферы лишь в ничтожной своей части. Кроме того, проницаемость ионосферы для радиоволн сильно изменяется в течение дня и в различные времена года. Все же имеются основания предполагать, что в атмосфере существуют проходы, через которые электромагнитные волны могут проникать в мировое пространство.

В конечном итоге можно сказать, что для посылки радиосигналов сквозь атмосферу могут служить лишь мощные потоки строго направленных ультракоротких радиоволн. Однако и слишком короткие волны, длиной менее 3 сантиметров, непригодны для межпланетной сигнализации, так как они поглощаются нижними слоями атмосферы. Поэтому радиосвязь между искусственным спутником и Землей, по-видимому, сможет лучше всего поддерживаться на коротких волнах, длиной от 100 до 3 сантиметров. Однако окончательно этот вопрос еще не решен. Хэвиленд (США) считает, что для радиосвязи между искусственным спутником и Землей можно будет пользоваться волнами длиной от 500 до 1 сантиметра.

Радиус действия коротковолновых аппаратов ограничивается, как известно, зоной оптической видимости. Поэтому продолжительность периодов радиосвязи между

искусственным спутником и Землей будет такая же, как в случае световой сигнализации. Для поддержания же непрерывной радиосвязи потребуется ряд радиостанций, расположенных на определенном расстоянии друг от друга. Количество и распределение этих радиостанций зависит от характера орбиты искусственного спутника.

На IV Международном астронавтическом конгрессе (1953 г.) Голей (США) предложил систему радиоуправления космическими ракетами с Земли. Эта система предусматривает установку на Земле около двадцати передаточно-приемных станций, шесть из которых постоянно будут связаны с ракетой.

В проектируемых в настоящее время автоматических искусственных спутниках с самым простым оснащением наибольшая часть полезного груза отводится радиопередатчику с его системой питания. Конечно, в дальнейшем по мере увеличения размеров искусственных спутников доля веса радиоаппаратуры будет непрерывно и резко уменьшаться.

Радиопередача записей с небольшого искусственного спутника, по мнению некоторых специалистов, должна производиться с целью экономии электроэнергии не постоянно, а периодически. Радиосигнал с Земли включает радиопередатчик на искусственном спутнике, который, работая 1—2 минуты, сообщает показания приборов, записанные на протяжении десятков минут. Для этой цели потребуется электроэнергия мощностью 5—10 ватт.

3. Спуск с искусственного спутника

Возможно ли будет подобрать спустившийся на Землю искусственный спутник и получить, таким образом, все записи автоматических приборов или же распад спутника в плотных слоях атмосферы неминуем? Как можно будет осуществить спуск экипажа с искусственного спутника? Вот вопросы, которые волнуют исследователей.

При спуске с искусственного спутника на Землю торможение летательного аппарата может производиться либо с помощью его собственного двигателя, либо путем использования сопротивления воздуха.

Однако способ торможения путем обращения тяги ракетного двигателя, то есть при помощи струи газов, выбрасываемой в направлении движения из двигателя,

повернутого «задом наперед», практически будет неприемлем: при таком способе потребуется огромное количество топлива для погашения круговой скорости при спуске и еще более колоссальное количество для того, чтобы унести на искусственный спутник необходимый посадочный запас топлива. Наоборот, торможение путем использования сопротивления воздуха будет иметь очень большое значение не только для приземления при спуске с искусственного спутника, но и для сверхдальних земных ракет, а также космических кораблей.

Задача предохранения посадочного аппарата от чрезмерного нагрева при торможении атмосферой круговой скорости пока еще не поддается ни теоретическому, ни экспериментальному исследованию. Очевидно, что во время торможения большая часть кинетической энергии посадочного аппарата будет превращаться в тепло, которое будет нагревать как самый аппарат, так и окружающий воздух; небольшая часть кинетической энергии будет расходоваться на завихрение воздуха. Тепло, полученное аппаратом, частично будет отдаваться во внешнюю среду.

При медленном торможении нагрев посадочного аппарата не будет значительным, в случае же резкого торможения аппарат может сгореть даже при наличии удобообтекаемой формы.

Сгорание метеорных тел, то есть явление «падающих звезд», не может служить доводом против торможения круговой скорости аппарата атмосферой Земли. Метеорные тела движутся с гораздо большими скоростями, чем та, которую будет иметь посадочный аппарат при спуске с искусственного спутника; кроме того, метеорные тела очень быстро достигают плотных слоев атмосферы и имеют необтекаемую форму. Но даже при этих неблагоприятных условиях полностью сгорают в атмосфере лишь самые мелкие метеорные тела (размером до нескольких миллиметров в поперечнике); в более же крупных метеорных телах температура ядра остается значительно ниже 0°C .

Физическая картина сгорания метеорных тел при торможении в атмосфере еще мало изучена. Возможно, что при таких огромных скоростях полета проявляются новые, неизвестные нам факторы. Существующие теории этого явления противоречивы и далеко не полны. Однако и при значительно меньших скоростях тел, движущихся в воздухе, наблюдаются явления, похожие на те, которые про-

исходят при падении метеоров. Например, в одном из проделанных опытов алюминиевый снаряд оставлял за собой в воздухе светящийся след шестиметровой длины уже при полете со скоростью 5 километров в секунду. Такой след возникает из-за сдувания со снаряда окружающим воздухом раскаленных частиц алюминия. При этом поверхность снаряда нагревается гораздо сильнее, чем камера сгорания ракетного двигателя или камера электрической печи. Величина следа и его яркость зависят от материала, из которого сделан снаряд. Наблюдения показали, например, что сталь сдувается и накаливается гораздо меньше, чем алюминий. Еще лучше было бы покрыть снаряд окисью бериллия, обладающей низкой теплопроводностью и поглощающей при сублимации¹⁾ огромное количество тепла (около 5900 больших калорий на килограмм), что предохранило бы его внутреннюю часть от нагрева.

Из сказанного можно сделать некоторые выводы о конструкции аппарата для спуска с искусственного спутника на Землю.

Необходимость предохранения аппарата от чрезмерного нагрева и напряжений, а также физиологические соображения требуют, чтобы период торможения был возможно более длительным. Поэтому от любых парашютов для спуска следует отказаться: при громадной скорости аппарата они сгорели бы мгновенно, а космонавты не перенесли бы слишком резкого торможения в плотных слоях атмосферы. Главная забота конструкторов должна состоять в том, чтобы сопротивление воздуха при спуске уменьшить до крайних пределов. Аппарат для приземления должен представлять собой идеально обтекаемый планер, и погашение его скорости должно производиться в разреженных слоях атмосферы на очень длинном отрезке пути, что требует почти горизонтального спуска.

Однако искусственный спутник движется практически в безвоздушном пространстве. Поэтому планер нужно будет «столкнуть» со спутника с небольшой скоростью в сторону, противоположную его движению, с помощью миниатюрного ракетного двигателя. Тогда скорость планера сделается меньше местной круговой, и он постепенно

¹⁾ Сублимация — переход вещества из твердого непосредственно в парообразное состояние, минуя жидкое.

погрузится в атмосферу. По мере погашения скорости подъемная сила крыльев аппарата будет уменьшаться, и поэтому, чтобы планер не переходил в более крутой спуск, поверхность его крыльев должна постепенно увеличиваться.

Планер начнет медленно погружаться во все более плотные слои атмосферы; спуск на поверхность Земли будет продолжаться несколько часов. Таким образом, торможение в планирующем полете будет происходить постепенно, что предохранит аппарат от перегрева, и поэтому температура в кабине не поднимется слишком высоко (в случае надобности в планере можно будет оборудовать охлаждающее устройство). Когда, наконец, скорость планера будет почти погашена, он приземлится.

Несколько по-иному, видимо, будет происходить спуск с искусственного спутника в том случае, когда его круговая орбита или апогей расположены далеко от поверхности Земли. В этом случае аппарат должен будет погрузиться в атмосферу со скоростью, значительно превышающей местную круговую скорость. Так, при спуске со стационарного искусственного спутника эта скорость погружения будет превышать 10 километров в секунду. Для облегчения задачи можно разделить операцию торможения на несколько этапов (Гоман, Германия). Орбитальный планер, обогнув Землю в очень разреженных слоях атмосферы, возвращается в межпланетное пространство. Совершив путь по эллипсу, аппарат опять погружается в земную атмосферу. Здесь он еще раз частично замедлит свое движение и вынырнет из атмосферы с меньшей скоростью, чем он в нее погрузился. Пребывание же в безвоздушном пространстве приведет к охлаждению перегретых частей конструкции планера вследствие лучеиспускания. Используя несколько раз такое последовательное погружение в атмосферу, можно будет значительно снизить скорость аппарата, не подвергая его перегреву.

Не исключено, что практика торможения орбитального планера покажет, что нагрев аппарата не столь уже велик, и тогда отпадет необходимость совершать вылеты за пределы атмосферы. Посадку можно будет произвести с первого же погружения в земную атмосферу, а для того, чтобы удержать планер в пределах воздушной оболочки Земли, надо будет установить крылья так, чтобы их подъемная сила была направлена не вверх, а вниз, к

Земле. Людям же, находящимся на борту космического планера, будет казаться, что небо находится под ними, а Земля — над ними, но они будут чувствовать себя нормально, т. е. стоящими на полу планера. Точно так же летчику, выполняющему на самолете мертвую петлю, кажется, что земной шар переваливается через его голову.

После того как скорость упадет до значения, равного круговой скорости, дальнейшее снижение корабля может производиться обычным планированием. Теперь крылья на планере должны быть установлены так, чтобы их подъемная сила была направлена вверх, от Земли. Для этого, например, можно повернуть планер на 180 градусов вокруг продольной оси. Дальнейший спуск для астронавтов будет протекать «ногами вниз», т. е. они будут уже видеть, как обычно, небо над своей головой, а Землю под ногами.

При надлежащем пилотировании планер сумеет совершить посадку в любом пункте Земли независимо от того, в какой точке произошло его погружение в атмосферу. На последнем этапе спуска планер может также быть перехвачен сверхскоростным самолетом, на «спине» которого он и приземлится.

За траекторией возвращения космического планера можно будет следить с помощью радиолокационных и других установок. Кроме того, может быть использован искусственный звездный дождь, который позволит следить за посадкой планера невооруженным глазом. Такой дождь можно будет создать, выбрасывая из планера в момент его погружения в более или менее плотные слои атмосферы некоторые мелкие предметы. Так, например, выброшенный кусок металла весом в несколько граммов будет замечен с Земли как метеор большой яркости. Даже предметы величиной с булавку создадут заметные метеоры. Ставшие излишними на планере и выброшенные наружу более крупные детали вызовут эффектные возгорающиеся болиды. Яркий след вдоль пути падения болида сможет наблюдаться в течение нескольких минут, что даст возможность точнее установить направление приземления планера. Разумеется, размеры и вес выбрасываемых предметов должны быть таковы, чтобы они полностью или почти полностью сгорели в атмосфере, иначе они представят опасность для населения и построек.

Х. ПРАВОВЫЕ И ДРУГИЕ ВОПРОСЫ

1. Предполагаемая стоимость и сроки осуществления искусственных спутников

Создание искусственных спутников (мероприятие, в котором примут, по-видимому, участие многие державы) требует затраты колоссальных средств. Из соображений экономии средств Браун считает необходимым остановиться на серийном производстве двух-трех типов мощных стандартных ракетных двигателей, которые в разных комбинациях могут применяться как для грузовых, так и для пассажирских ракет, способных достичь круговой скорости.

Некоторое представление о расходах, связанных с сооружением космических ракет, может дать стоимость современных высотных ракет, применяемых для исследования атмосферы. Так, например, ракета системы Ван-Аллена грузоподъемностью 13,6 килограмма, достигающая высоты 97 километров при старте с высоты 15 километров, стоит 1200 долларов (сюда входит и стоимость воздушных шаров, предварительно поднимающих ракету на указанную высоту). Французская трехступенчатая пороховая ракета, поднимающая полезный груз 3 килограмма на 70 километров, стоит около 1 миллиона франков. Ракета типа «Аэробы» грузоподъемностью 70 килограммов, поднимающаяся на высоту 120 километров, стоит без инструментов 25 тысяч долларов. Ракета типа «Викинг», поднимающаяся на высоту 250 километров, уже обходится в 400 тысяч долларов.

На V Международном астронавтическом конгрессе Церингер (США) доказал, что технических показателей упомянутой выше ракеты типа «Викинг» можно добиться

также при помощи пороховых ракет, что позволило бы снизить стоимость аппарата примерно в восемь раз.

Многие специалисты пытаются определить стоимость сооружения искусственных спутников

В термохимической орбитальной ракете приходится жертвовать хвостовой и средними ступенями, что представляет собой огромный материальный убыток, так как вес головной ракеты составляет лишь небольшую долю веса общей конструкции ракеты. При скорости истечения газов из современных ракет 2250 метров в секунду у поверхности Земли и 2500 метров в секунду на больших высотах конечный вес трехступенчатой ракеты не превышает 5 процентов общего веса орбитальной ракеты, тонна которой обходится в 80 000 долларов. В этих условиях, по мнению Крокко (Италия), переброска на круговую орбиту одной тонны полезного груза обойдется не менее чем в 3 миллиона долларов.

Согласно Крокко программу действий для осуществления обитаемых искусственных спутников следовало бы разделить на три этапа, требующих денежных вложений, возрастающих в геометрической прогрессии, например в отношении 1:2:4. В первом периоде, длительностью в два года, следует построить две опытные ракеты (одну за другой), на которых постепенно сможет быть достигнута скорость, в восемь раз превышающая скорость звука, после чего ракеты опустятся на Землю. Во втором периоде необходимо достичь, по крайней мере, вдвое большей скорости и решить вопросы переливания топлива в полете, охлаждения несущих поверхностей космического планера при спуске, возможности приземления на определенном космодроме и т. д. В течение третьего периода должна быть достигнута круговая скорость и развита техника приземления путем использования вспомогательных средств. Для всеобъемлющей программы изучения процесса запуска и эксплуатации искусственных спутников недостаточно одних автоматических ракет; потребуются также ракеты с научным и техническим персоналом, тем более, что речь идет об открытии новых явлений, а также нужно проверить, как человек сможет приспособиться к условиям невесомости.

По подсчетам Гартмана (ФРГ) одна минута различных физических измерений, произведенных на высотных ракетах, обходится в среднем в 100.000 долларов. Стои-

мость же измерений на искусственных спутниках (в единицу времени) будет в сотни и тысячи раз меньше

Е. Зенгер (ФРГ), исходя из стоимости военных судов, самолетов-гигантов, атомных бомб и т. п., приходит к выводу, что постройка ракет-спутников с обычной в настоящее время скоростью истечения газов 2000 метров в секунду, потребует затраты 100 человеко-часов на 1 килограмм начального веса ракеты (как самолеты-гиганты), при увеличении этой скорости до 2500 метров в секунду — 1000 человеко-часов на 1 килограмм (как истребители), при скорости истечения газов 3000 метров в секунду — 10 000 человеко-часов на 1 килограмм (как авиадвигатели новых типов), наконец, при 4000 метров в секунду — 100 000 человеко-часов на 1 килограмм веса ракеты (как первые ракеты Фау-2) или больше.

Умножение этих величин на начальный вес ракеты (с учетом соответствующей скорости истечения газов) дает стоимость искусственного спутника в человеко-часах. Для приведенных исходных данных минимум стоимости ракеты получается при скорости истечения газов порядка 2000—2500 метров в секунду. Следовательно, уже сейчас можно приступить к постройке космических ракет. Но к серийному их производству целесообразно будет перейти лишь после того, как будет достигнуто значительное увеличение скорости истечения газов из ракет.

При скорости истечения газов, равной 3000 метров в секунду, постройка ракеты, способной развить круговую скорость, не обойдется дороже, чем в свое время сооружение ракеты Фау-2. А сооружение искусственного спутника — межпланетной станции — в свою очередь значительно снизит расходы на организацию межпланетной экспедиции.

На конференции, посвященной вопросам астронавтики, состоявшейся в 1954 году в Нью-Йорке, С. Ф. Зингер сообщил о проекте 50-килограммового искусственного спутника, обращающегося вокруг Земли на высоте 320 километров. Стоимость такого аппарата автор проекта оценивает в 1 миллион долларов. Стоимость работ по американскому проекту «Авангард» Браун оценивает в 10 миллионов долларов.

Немецкий специалист Кёлле считает, что постройка искусственного спутника при начальном весе ракеты 150 тонн обойдется, по-видимому, в полмиллиона долларов.

а ежемесячные расходы на его эксплуатацию достигнут 10 процентов этой суммы. Сооружение и освоение искусственных спутников в качестве межпланетных станций потребуют около 15 лет и завершатся постройкой искусственного спутника весом 150 тонн (в предыдущем случае столько же составлял начальный вес ракеты).

По Кёлле основные характеристики развития техники сооружения искусственных спутников за ближайшие годы можно определить следующим образом:

Период	I	II	III
Годы	1956—1960	1961—1965	1966—1970
Суммарный стартовый вес запущенных космиче- ских ракет в тоннах .	6000	—	130 560
Суммарный полезный груз запущенных космиче- ских ракет в тоннах .	20	—	626
Количество стартов . .	100	—	160
Стоимость в миллионах долларов	600	1700	2400
Годовые расходы в мил- лионах долларов	120	340	480

Как видно из таблицы, в среднем на каждые 211 тонн стартового веса ракет приходится 1 тонна полезного груза, стоимость которой, включая все расходы, составляет 7,28 миллиона долларов. Грузоподъемность ракет будет возрастать от 0,2 тонны в 1956—1960 годах до 3,9 тонны в 1966—1970 годах. Приведенные данные включают расходы на постройку и содержание научно-исследовательских институтов, конструкторских бюро, а также на постоянное снабжение искусственных спутников всем необходимым и т. д.

По Кёлле на осуществление этой программы потребуется затратить около 4,7 миллиарда долларов, в то время как годовой оборот капитала американской и английской авиационной промышленности составляет вместе примерно 10 миллиардов долларов, а военные бюджеты США и европейских участников Северо-атлантического пакта — соответственно около 40 миллиардов и 10 мил-

лиардов долларов (расходы США на атомные исследования за 1940—1954 годы оцениваются в 12 миллиардов долларов).

Согласно Кливеру (Англия) постройка и запуск десяти автоматических спутников с начальным весом 100 тонн каждый обойдутся в 50 миллионов фунтов стерлингов. Пятьдесят двух-трехместных ракет — искусственных спутников с начальным весом около 500 тонн каждая обойдутся примерно в 250 миллионов фунтов стерлингов.

Приведенные выше оценки не могут рассматриваться как достаточно обоснованные. В настоящее время нет еще возможности установить с точностью стоимость обитаемых искусственных спутников Земли и космических ракет разных типов.

Ввиду того что сооружение искусственных спутников требует огромных средств, некоторые авторы предлагают разные способы для их изыскания. Так, например, Труакс (США) считает, что реальным способом финансирования мероприятий по осуществлению космических полетов являлось бы выделение для этой цели небольшой доли собираемых налогов, например 0,2 процента.

Осуществление искусственных спутников, несомненно, потребует больших усилий ученых и техников, инженеров и рабочих. Многочисленные лаборатории и заводы должны будут работать над постройкой таких летательных аппаратов, для которых потребуются самые легкие и самые прочные материалы, самая точная и тщательная обработка деталей, самые высшие сорта горючего, окислителя и т. д. Поэтому неудивительно, что будущий космический транспорт считают самым дорогим. Однако во многих случаях стоимость каждого пройденного искусственным спутником километра пути окажется очень низкой.

Искусственный спутник, обращающийся вокруг Земли на высоте 300—1000 километров, будет проходить за сутки 668—636 тысяч километров. И если, как допускают упомянутые выше авторы, его постройка обойдется в сумму около 1 миллиона долларов, то спустя неделю километр пройденного пути будет стоить менее 23 центов и в дальнейшем его стоимость будет продолжать снижаться.

2. Кому принадлежит сверхатмосферное пространство?

Одним из симптомов наступающей эры космических полетов является появление первых «ростков» новейшей отрасли правовой науки — пространственного права. Ей посвящены многочисленные статьи, книги и диссертации; в некоторых зарубежных странах читаются лекции на эту тему. Имеются юристы, которые заранее пытаются защищать «права» определенных кругов на межпланетное пространство, на Луну или соседнюю планету.

Уже при испытаниях сверхдальних и высотных ракет приходится сталкиваться с вопросами суверенных прав разных государств при современном определении этих прав.

Развитие astronautики, естественно, выдвигает вопрос о суверенитете государств в отношении пространства, расположенного над их территорией.

Международное воздушное право исходит из основного положения о признании полного суверенитета государства в отношении воздушного пространства, простирающегося над подчиненной ему территорией. Многие юристы считают, что хотя это право не может служить принципиальной основой для межпланетного пространственного права, оно может помочь в выработке его принципов.

Некоторые юридические и политические осложнения, которые могут возникнуть при запуске искусственных спутников, станут более наглядны из следующих примеров.

Допустим, например, что Канада решила запустить искусственный спутник с Земли Гранта. Имеет ли она на это право? Если исходить из воздушного права, — безусловно имеет. Но Земля Гранта расположена выше восьмидесятой параллели, и как бы ни запускать с этой территории искусственный спутник, он непременно будет пересекать экватор и облетит также Южное полушарие до самой Антарктики. В этом случае любая из стран, над которой будет пролетать искусственный спутник, может считать этот факт нарушением ее суверенитета. Но может ли данная страна запретить Канаде запустить искусственный спутник со своей территории?

Некоторые государства имеют возможность построить искусственный спутник так, чтобы он оставался непо-

движным над их территорией (стационарный искусственный спутник). Согласно существующим международным правовым нормам никто не может запретить, скажем, Эквадору соорудить такой спутник чуть севернее Кито (столица Эквадора) над экватором. Но согласно тому же международному праву такие страны, как Мексика, Боливия, Бразилия и некоторые другие, могут запротестовать: вся территория их стран окажется в поле зрения наблюдателя, находящегося на борту такого спутника; ведь он летит на высоте десятков тысяч километров!

Таким образом, юристы наталкиваются пока на «неразрешимые» вопросы. Поэтому неудивительно, что в настоящее время мнения юристов на правовые нормы, которые должны регулировать вопросы использования мирового пространства, резко расходятся. Некоторые зарубежные специалисты выдвигают тезис «свободы пространства» (Мейер, ФРГ). Другие высказываются за ограничение свободы передвижения космических аппаратов (Купер, Аргентина). Крокко придерживается мнения, что суверенитет государства в отношении воздушного пространства должен ограничиваться определенной высотой, сверх которой пространство будет свободно для космической навигации, подобно тому как океаны для трансконтинентального сообщения (сами же искусственные спутники будут принадлежать государству, группе государств или, наконец, частному международному предприятию, которое их создало).

Основная трудность, с которой сталкиваются юристы, это вопрос: до какой высоты над поверхностью подчиненных им территорий государства вправе утверждать свое господство? Хотя в пространстве не может быть демаркационных видимых границ, законодательные акты, регулирующие верхние границы государства, могут исходить из поддающихся точному определению свойств поля тяготения Земли или верхних слоев атмосферы. Выдвигаются, например, такие признаки, как синий цвет неба, еще наблюдаемый с высоты движения искусственного спутника (Крёль, Франция) или недостаточно ясно определенное самим автором «максимальное расстояние, с которого тело еще падает на территорию данного государства» (Купер). Многие специалисты считают, что развертывание работ в области астронавтики не должно быть делом

отдельного государства, а наоборот, должно вестись по программе, согласованной в международном масштабе (Хестер, Англия).

Если принять во внимание, что, например, сравнительно невысоко запущенные искусственные спутники должны обязательно упасть обратно на Землю и что нельзя заранее определить место их падения, то станет ясным, что такие опыты угрожают безопасности любого человека и целостности его имущества. Большие опасения внушает также применение атомной энергии в сверхдальних ракетах, поскольку продукты извержения этих ракет представляют большую опасность для живых организмов. Все это определяет отношение к этим вопросам общественности, мнением которой государственным деятелям нельзя пренебрегать.

Несмотря на указанные трудности, астронавтика будет развиваться. Однако, если не принять соответствующих мер, ее развитие наряду с бесчисленными благами может принести и огромные разрушения

Испытания ракет, а также другие мероприятия в области астронавтики должны быть, по мнению некоторых юристов, подчинены международному контролю. Необходимо установить режим движения искусственных спутников.

Выработкой международных норм в области астронавтики и испытаний сверхдальних ракет, по мнению упомянутого уже члена Британского астрономического общества Хестера, должна была бы заняться Организация Объединенных Наций, так как переговоры по обычным дипломатическим каналам вряд ли могли бы привести к положительным результатам. Хестер выдвигает следующие вопросы:

- а) учреждение комиссии ООН для координации научных исследований в области астронавтики,
- б) обмен информацией, учеными и техниками;
- в) свобода международных мероприятий и ограничение частной инициативы в области астронавтики,
- г) контроль и координация испытаний, включающие программу избранных маршрутов, скоростей, времени, координаты взлета и спуска и т. д.;
- д) методы ограничения числа несчастных случаев, связанных с взлетом, полетом и спуском объектов (так, например, возможно ограничить трассу испытательного

перелета с одного полюса на другой водным пространством и определенными территориями, принимать предохранительные приспособления против радиоактивных заражений, установить пусковые площадки в местностях с ледниковым покровом и т. д.);

е) запрещение снабжения летательных аппаратов любого рода боевым грузом, запрещение или, по крайней мере, ограничение применения астронавтических объектов для военных целей;

ж) применение санкций против государств, нарушивших соглашение о мирном использовании астронавтики

Совершенно ясно, что все эти вопросы, несмотря на их сложность, могут быть решены при доброжелательном подходе договаривающихся сторон и при условии, что искусственные спутники будут использоваться только для мирных научных целей.

НАКАНУНЕ КОСМИЧЕСКОГО ПОЛЕТА

Мечта о создании искусственного небесного тела — не утопия. Опираясь на законы движения небесных тел, а также на другие законы природы, исходя из возможностей современной техники, наука пришла к заключению о возможности создания искусственных спутников Земли при помощи ракетных аппаратов.

Ракеты, которые должны будут превратиться в спутников Земли, принципиально не будут отличаться от высотных ракет или ракет для дальних полетов с одной точки земного шара в другую. Запуск крохотных искусственных спутников-автоматов ожидается в ближайшем будущем. Однако, прежде чем приступить к работам по сооружению обитаемых искусственных спутников, техника, несомненно, должна будет полностью овладеть дальними ракетными перелетами в пределах Земли. Создание таких спутников потребует предварительного решения ряда вопросов, таких, например, как подбор соответствующих материалов, наиболее выгодного топлива, вопросов радиотелеуправления и т. п.

Многие думают, что для этого необходимо совершить революцию в технике. Между тем, проникновение человека в космос осуществляется ежедневными завоеваниями науки и техники.

Увеличение скорости истечения газов из ракеты и относительного запаса топлива шаг за шагом будут расширять радиус действия ракеты до тех пор, пока он возрастет настолько, что аппарат не упадет больше на Землю, а будет продолжать вращаться сколь угодно долго вокруг нее.

Применение атомной ракеты, над созданием которой научная мысль усиленно работает в последние годы, зна-

чительно облегчит сооружение искусственных спутников. Но атомная ракета — дело будущего. Современная техника не знает пока таких материалов, которые устояли бы перед температурами и давлениями, получаемыми в атомных ракетах. Другая трудность, которую придется преодолеть конструкторам орбитальной атомной ракеты, — это создать достаточно легкие щиты для предохранения экипажа от вредных радиоактивных излучений. Поэтому надо полагать, что первые искусственные спутники будут осуществлены с помощью обычных жидкостных ракет, использующих горение — процесс, с которым человек знаком испокон веков. Однако при использовании химического топлива даже минимальный искусственный спутник можно осуществить только с помощью составной ракеты.

Все проблемы, связанные с запуском спутника-автомата, решаются сравнительно просто, но пока имеется много трудностей, задерживающих создание искусственного спутника с экипажем. Основной из них является проблема спуска людей с искусственного спутника на Землю. От современной ракеты до обитаемого искусственного спутника нужен постепенный переход.

В чем же заключается главная трудность на пути к созданию больших искусственных спутников — летающих обсерваторий и межпланетных станций?

Трудности, конечно, многочисленны и разнообразны; каждая из них составляет звено общей цепи. Однако одну из них можно считать основной. Специалисты самых различных областей науки и техники, работающие над осуществлением искусственных спутников, стремятся разрешить эту проблему. Она заключается в решении вопроса уменьшения необходимого запаса топлива с целью уменьшения размеров орбитальной ракеты.

Жидкое топливо дает возможность по сравнению с твердым уменьшить стартовый вес ракеты-спутника. Именно поэтому конструкторы отказываются от применения пороха в сверхдальних ракетах, заменяя его жидким топливом, несмотря на связанное с этим осложнение конструкции. С этой целью ведется также непрерывная борьба за дальнейшее повышение скорости истечения газов из ракеты путем использования атомной энергии.

Чтобы уменьшить расход топлива, конструкторы идут на осложнения, связанные с созданием многоступенчатых ракет и двигателей больших мощностей, а физиологи —

на крайние перегрузки, еще переносимые человеком во время взлета ракеты.

Пока еще не удастся создать пригодную для искусственных спутников достаточно легкую броню против метеоров. Это сулит еще большие трудности, связанные с огромным расходом топлива для поднятия тяжеловесной брони. Ради экономии топлива астронавтам возможно и придется отказаться от этой защитной преграды.

В итоге можно сказать, что когда конструкция ракеты будет достаточно упрочена и облегчена и совместными усилиями специалистов разных областей науки и техники расход топлива будет достаточно снижен, а автоматические устройства сделаны более совершенными и точными, вопрос сооружения как летающих обсерваторий, так и межпланетных станций будет решен.

Развитие астронавтики будет новым шагом в исследовании и открытии тайн вселенной.

Сооружение искусственных спутников затрагивает также ряд международных правовых и политических вопросов. Но все эти противоречия могут весьма просто быть разрешены в условиях мирного сосуществования народов. Нет сомнения, что когда, наконец, удастся покончить с гонкой вооружений, когда вся энергия человечества, все материальные и интеллектуальные ресурсы общества будут обращены не на создание орудий разрушений и войны, а на мирные цели, на благо человечества, когда будет обеспечено мирное сотрудничество между народами, тогда и для астронавтики откроются величайшие возможности.

Астронавтика может и должна стать еще одним звеном в укреплении международного сотрудничества.

