

А. ШТЕРНФЕЛЬД

ИСКУССТВЕННЫЕ СПУТНИКИ



А. Штернфельд

Лауреат Международной поощрительной
премии по астронавтике

ИСКУССТВЕННЫЕ СПУТНИКИ

ИЗДАНИЕ ВТОРОЕ,
ПЕРЕРАБОТАННОЕ
И ДОПОЛНЕННОЕ

ГОСУДАРСТВЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО
ТЕХНИКО-ТЕОРЕТИЧЕСКОЙ ЛИТЕРАТУРЫ
МОСКВА 1958

Арно Абрамович Штернфельд
Искусственные спутники

Редакторы: *В. И. Левантовский и Г. И. Фельдман*

Технический редактор *С. Н. Ахламов.*

Корректор *О. А. Сигал.*

Слано в набор 2/XII-1957 г. Подписано к печати 26/XII-1957 г. Бумага $60 \times 92 \frac{1}{16}$. Физ. печ. л. 18,5 + 16 вклеек. Условн. печ. л. 20,74. Уч.-изд. л. 20,64. Тираж 75000 экз. Т-11743. Цена книги 7 руб. 20 коп. Заказ № 1179.

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

Первая Образцовая типография имени А. А. Жданова Московского городского Совнархоза.
Москва, Ж-54, Валовая, 28.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Предисловие к первому изданию	6
Предисловие ко второму изданию	8
Введение	9
Г л а в а I. Законы движения искусственных спутников	14
1. Принцип движения и скорость искусственного спутника. Круговая орбита	14
2. Эллиптические орбиты	18
3. Предельные скорости движения искусственного спутника	24
4. Звездное время обращения искусственного спутника	25
5. Угловая скорость перемещения спутника	27
6. Солнечный и лунный периоды обращения искусственного спутника	27
7. Продолжительность жизни искусственного спутника	32
8. О некоторых особенностях движения первого советского искусственного спутника	37
Г л а в а II. Движение спутника относительно наблюдателя на Земле	42
1. Период обращения искусственного спутника относительно наблюдателя на Земле (синодический период)	42
2. Проекция движения искусственного спутника на Землю	45
3. Угловая скорость перемещения спутника относительно поверхности Земли	58
4. Кажущееся движение спутника по небосводу (с учетом вращения Земли)	61
5. Стационарный искусственный спутник	64
6. «Качающиеся» искусственные спутники	63
7. Периодические искусственные спутники	68
Г л а в а III. Ракета-стартер искусственного спутника	71
1. Принцип ракетного двигателя	71
2. Скорость ракеты	72
3. Ступенчатая ракета	74
4. Пороховые и жидкостные ракеты	76
5. Конструкция двигателя	79

6. Ракетные топлива	84
7. Атомная ракета	87
Глава IV. Запуск искусственного спутника	88
1. Энергия, необходимая для подъема искусственного спутника до его орбиты	88
2. Высота запуска искусственного спутника	90
3. Влияние вращения Земли	91
4. Круговой запуск искусственного спутника	94
5. Запуск искусственного спутника по прямоугольной траектории	96
6. Запуск искусственного спутника по полуэллиптической траектории	97
7. Запуск искусственного спутника по баллистической эллиптической дуге	99
8. Запуск искусственного спутника по обходной траектории	101
9. Теоретический случай запуска искусственного спутника при минимальном расходе топлива	103
10. Пересечение атмосферы	107
11. Общие условия запуска искусственного спутника	109
12. Оптимальные траектории взлета	111
13. Запуск больших спутников по частям	114
14. Корректирование траектории взлета спутника и его орбиты	115
Глава V. Сооружение искусственных спутников	123
1. Межконтинентальная ракета — прообраз орбитальной ракеты	123
2. Устройство орбитальных ракет	126
3. Стендовые испытания орбитальных ракет	133
4. Летные испытания орбитальных ракет	134
5. Испытание на разгон орбитальной ракеты с экипажем	135
6. Испытание на разгон и торможение орбитальной ракеты с экипажем	136
7. Устройство искусственных спутников	137
8. Монтаж спутника	144
Глава VI. Человек в мировом пространстве	147
1. Безвредность для организма больших скоростей движения	147
2. В мире увеличенной тяжести	148
3. Жизнь в условиях невесомости	149
4. Искусственная тяжесть	156
5. Вредные излучения	157
6. Метеорная опасность	160
7. Вопросы питания и дыхания	164
8. Космические скафандры	165
9. Подготовка астронавтов к орбитальному полету	166
Глава VII. На борту искусственного спутника	169
1. Дни, ночи и времена года на искусственном спутнике	169
2. Вид неба и небесных тел с искусственного спутника	174

3. Микроатмосфера и ее кондиционирование	180
4. Гелиотехника на искусственном спутнике	184
5. Измерительная аппаратура и приборы наблюдения и управления	189
Глава VIII. Наблюдения искусственных спутников и связь с Землей	199
1. Условия видимости спутника и его световых сигналов	199
2. Влияние высоты полета и угла наклона орбиты на видимость спутника	201
3. Продолжительность видимости спутника	204
4. Влияние рефракции на видимость спутника	205
5. Подготовка к визуальным наблюдениям	207
6. Фотографирование	208
7. Вычисление орбиты спутника	209
8. Радиосигнализация	212
9. Радиотелеизмерения параметров движения искусственного спутника	215
10. Определение момента кульминации спутника	217
11. Определение положения корпуса спутника в полете	218
12. О наблюдениях первого и второго искусственных спутников	219
Глава IX. Спуск на Землю	224
1. Способы торможения спускающихся аппаратов	224
2. Физические явления при торможении атмосферой	225
3. Особенности конструкции спускающегося космического летательного аппарата	227
4. Спуск с искусственного спутника по обходной траектории	231
Глава X. Искусственные спутники тел солнечной системы	234
1. Искусственные спутники Луны	234
2. Искусственные спутники планет и Солнца	238
3. Искусственные спутники комет	243
4. Орбитальные корабли	244
Глава XI. Использование искусственных спутников	252
1. Летающие обсерватории и лаборатории	252
2. Искусственный спутник как межпланетная станция	275
3. Проблема естественных межпланетных станций	285
4. На заре эры межпланетных полетов	287

ПРИЛОЖЕНИЕ

1. Распространение идей астронавтики	289
2. Кому принадлежит сверхатмосферное пространство	294

ПРЕДИСЛОВИЕ К ПЕРВОМУ ИЗДАНИЮ

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 поперечником 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 многочисленные 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.

Автор

Москва, ноябрь 1956 г.

ПРЕДИСЛОВИЕ КО ВТОРОМУ ИЗДАНИЮ

За год, истекший с момента выпуска первого издания этой книги, мечта стала действительностью. 4 октября и 3 ноября 1957 года в Советском Союзе запущены два искусственных спутника Земли. Эти грандиозные события бросают новый свет на наши представления в области астронавтики, приближая решение ряда ее проблем.

В связи с этим изменился и характер книги. Второе издание по сравнению с первым значительно дополнено и переработано. Кроме того, добавлена глава об искусственных спутниках других тел солнечной системы, вследствие чего несколько изменено и название книги.

В рамках этой книги мы не имели возможности осветить всю совокупность вопросов, связанных с искусственными спутниками. Самое большое место мы отвели вопросам небесной механики и ракетной техники как основным звеньям на пути к осуществлению искусственных спутников, оставив на втором плане вопросы телеуправления, радиосвязи, физиологии и прочие. Наряду с изложением уже известных положений в книге даются также результаты исследований автора.

Для облегчения чтения книги некоторые части ее, более трудные для понимания, набраны петитом. Эти места могут быть пропущены при первом чтении без ущерба для связности изложения.

Автор

Москва, ноябрь 1957 г.

ВВЕДЕНИЕ

1. Теоретическое обоснование возможности создания искусственного небесного тела, обращающегося вокруг Земли, мы находим еще в гениальном труде Исаака Ньютона «Математические начала натуральной философии», опубликованном в 1687 году. Но в XVIII и XIX веках выводы Ньютона воспринимались лишь как отвлеченные рассуждения, облегчающие понимание законов движения небесных тел.

В начале нашего столетия К. Э. Циолковский (1857—1935 гг.), высказавший мысль о создании искусственного спутника Земли еще в 1895 г., предложил «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, решение этой задачи оказалось возможным.

Рождение в нашей стране первой искусственной луны — не только шаг вперед в развитии человеческой культуры, а гигантский прыжок, революция в мировой науке и технике, открывающая новую эру в истории мировой науки.

Забрасывать различные снаряды на большие расстояния удавалось и ранее. Но, несмотря на большие скорости движения этих снарядов, они всегда падали обратно на Землю. Сейчас же, когда спутник получил скорость около восьми километров в секунду, дальность его полета скачкообразно возросла почти до бесконечности: созданное человеком сооружение стало вращаться вокруг нашей планеты как небесное тело и, не будь сопротивления хотя и разреженной, но еще ощутимой воздушной оболочки Земли, оно никогда больше не остановилось бы в своем движении.

С запуском второго искусственного спутника Земли с разнообразной научной аппаратурой и подопытным животным еще более расширились возможности исследования верхних слоев атмосферы и космического пространства.

Программа научных исследований, связанная с получением данных со второго спутника и рассчитанная на семь суток, была

выполнена. Были получены ценные медико-биологические данные об условиях существования живых организмов при длительных космических полетах, материалы об интенсивности солнечного излучения в коротковолновой ультрафиолетовой и рентгеновской областях спектра, о космических лучах, о распространении радиоволн, данные о температуре внутри спутника и т. д.

Тот факт, что живой организм смог функционировать в течение нескольких суток в условиях невесомости, позволяет надеяться, что и человек сможет перенести космическое путешествие.

Таким образом, благодаря неустойчивому труду советских людей были пройдены два этапа в создании искусственных спутников Земли: запуск искусственного небесного тела и проверка возможности полета живого организма в мировое пространство. А это подводит нас вплотную к осуществлению последнего этапа — сооружению искусственных спутников таких размеров, чтобы на них могли поместиться не только приборы, но и люди.

2. Для сооружения и использования искусственных спутников Земли воздушная оболочка нашей планеты — атмосфера — представляет не только теоретический, но и большой практический интерес.

Влияние атмосферы на движение спутника может играть как положительную, так и отрицательную роль. Так, при запуске, а также в некоторой степени при движении спутника по орбите тормозящее действие атмосферы будет являться препятствием движению. Наоборот, при спуске летательных аппаратов со спутника торможение может быть использовано как положительный фактор, позволяющий 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 метеорных тел («падающих звезд»), раскаливающихся 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. Поэтому раньше чем рассмотреть вопросы, относящиеся к запуску и движению искусственных спутников, мы несколько задержим внимание читателя на том, что представляет собой окружающий нас воздушный океан.

В настоящее время различают следующие основные слои атмосферы: тропосферу, стратосферу, ионосферу и экзосферу. 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 находится прозрачная область стратосферы. Вблизи полюсов стра-

тосфера 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. Экзосфера с увеличением высоты постепенно сходит на нет. Ее верхнюю границу, находящуюся приблизительно на высоте 1200 километров, принимают за границу атмосферы. За экзосферой начинается межпланетное пространство, в котором среда уже не может оказывать никакого сопротивления движению летательного аппарата.

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 $+30^{\circ}\text{C}$. Такое повышение температуры объясняется, по-видимому, тем, что на указанных высотах кислород, превращаясь в озон, задерживает большую часть лучей Солнца. На высоте 80—85 километров температура опять снижается примерно до -120°C (В. В. Михневич, СССР), а затем уже в ионосфере вновь начинает повышаться. 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.

Систематическое зондирование атмосферы показывает, что на больших высотах происходят резкие колебания температуры в течение суток. Так, на высоте 12—16 километров колебания температуры доходят до 30°C . На высоте 40 километров был зарегистрирован случай колебания температуры воздуха на 40°C в течение суток. 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 высоте 20 километров — в четырнадцать раз, на высоте 60 километров — в тысячу 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 этой высоте весит всего... один грамм.

Если бы всю атмосферу Земли можно было сжать так, чтобы давление стало однородным и равным одному килограмму на квад-

ратный сантиметр, то слои атмосферы, расположенные ниже 208 километров, заняли бы высоту всего в 8 километров, в то время как вся масса воздуха, расположенного выше 208 километров, сжалась бы в слой толщиной всего $\frac{1}{400}$ миллиметра (Хаген, США).

Некоторые характеристики атмосферы приводятся в таблице 1.

Таблица 1

Характеристики атмосферы (по Хагену)

Высота в километрах	Атмосферное давление в миллибарах ¹⁾	Количество молекул в кубическом сантиметре	Высота в километрах	Атмосферное давление в миллибарах ¹⁾	Количество молекул в кубическом сантиметре
0	1013	$2,56 \cdot 10^{19}$	100	$3,7 \cdot 10^{-3}$	$2,68 \cdot 10^{18}$
10	252	$8,53 \cdot 10^{18}$	200	$1,06 \cdot 10^{-5}$	$1,12 \cdot 10^{11}$
20	56,8	$1,84 \cdot 10^{18}$	300	$4,84 \cdot 10^{-7}$	$3,21 \cdot 10^9$
30	12,0	$3,75 \cdot 10^{17}$	500	$4,06 \cdot 10^{-8}$	$1,56 \cdot 10^7$
50	1,00	$1,92 \cdot 10^{16}$	700	$1,16 \cdot 10^{-8}$	$3,39 \cdot 10^7$
70	0,14	$2,22 \cdot 10^{15}$	1000	$2,41 \cdot 10^{-9}$	$7,03 \cdot 10^6$

Мы видим, что число молекул, содержащихся в одном кубическом сантиметре пространства, на высоте 1000 километров примерно в три триллиона раз меньше, чем на уровне моря.

Ввиду незначительной плотности воздуха в ионосфере его температура практически не будет влиять на равновесную температуру искусственного спутника ²⁾.

Соотношение составных частей воздуха в нижних слоях атмосферы в общем постоянно вследствие непрерывного перемешивания воздуха. В частности, в тропосфере по объему содержится: азота 78,06 %, кислорода 20,90 %, аргона 0,94 %, других газов 0,1 %. Таков состав сухого воздуха. В нижних слоях воздуха содержится до 4 % (по объему) водяных паров. Летом количество водяных паров значительно больше, чем зимой. С высотой влажность постепенно убывает и на высоте 10—11 километров совершенно исчезает. Инертные газы — неон, криптон и ксенон — вследствие большого атомного веса не поднимаются высоко: у верхней границы тропосферы исчезают даже их следы.

В стратосфере, на высоте 17 километров, по данным американской Морской исследовательской лаборатории отмечается сильная концентрация озона; она достигает максимума на высоте 25 кило-

¹⁾ 1 миллибар есть давление в 1,019 грамма на 1 квадратный сантиметр. Это тысячная доля давления атмосферы, приходящегося на 1 квадратный сантиметр поверхности на уровне моря, на широте 45° при температуре 0° С.

²⁾ Понятие равновесной температуры разъясняется на стр. 185.

метров. Выше 30 километров концентрация озона сильно уменьшается и падает до нуля на высоте 48 километров.

Что касается аргона, то на высоте 85—95 километров количество аргона меньше, чем у поверхности Земли (Митров Б. А., СССР).

Начиная с 60 километров, удалось обнаружить положительные и отрицательные ионы, а с высоты 70 километров — свободные электроны.

Состав ионосферы на больших высотах, по-видимому, несколько отличается от состава более низких слоев атмосферы и с высотой изменяется.

Экзосфера содержит, вероятно, кроме молекулярного и атомного кислорода (см. стр. 84) и азота, также ионизированные атомы натрия, кальция и водорода.

ГЛАВА I

ЗАКОНЫ ДВИЖЕНИЯ ИСКУССТВЕННЫХ СПУТНИКОВ

1. Принцип движения и скорость искусственного спутника. Круговая орбита

Искусственным спутником Земли мы называем искусственно созданное небесное тело, обращающееся вокруг Земли только под действием силы притяжения Земли, то есть без наличия какого-либо двигателя. Возникает вопрос: как же держится искусственный спутник? Почему он не падает на Землю?

У искусственного спутника нет никакой опоры, 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 одновременно падать по дуге эллипса обратно на Землю. В результате путь тела искривляется. При небольших начальных скоростях скорость падения тела получается больше скорости удаления от Земли, вследствие чего брошенное тело начинает постепенно приближаться к Земле. При некоторой вполне определенной начальной скорости тело будет удаляться по инерции от поверхности Земли в течение каждой минуты или секунды ровно настолько, насколько оно приблизится к Земле вследствие падения. Поэтому тело, продолжая свое движение, будет все время оставаться на одной и той же высоте над поверхностью Земли, то есть будет двигаться вокруг Земли по окружности, центр которой совпадает с центром Земли.

Высказанные здесь соображения иллюстрируются рис. 1.

Мы видим, что брошенное горизонтально тело движется по дуге эллипса ($\mathcal{E}_1, \mathcal{E}_2, \mathcal{E}_3, \mathcal{E}_4$), имеющего один фокус в центре Земли (O),

а другой (O_1, O_2, O_3, O_4), ближе к точке бросания. По мере увеличения начальной скорости размеры эллипса увеличиваются, а второй фокус эллипса приближается к центру Земли. При определенной начальной скорости второй фокус тоже совпадает с центром нашей планеты и эллипс превращается в окружность, движение по которой происходит с постоянной скоростью, равной начальной.

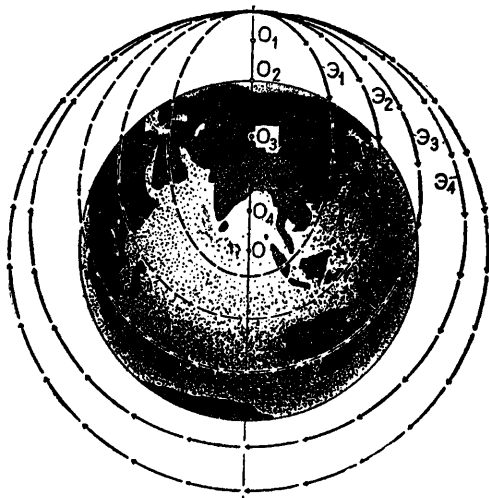


Рис. 1. Траектории тела, брошенного в горизонтальном направлении.

Скорость полета, при которой наступает движение тела по окружности над поверхностью Земли, называется *круговой скоростью*, или *первой астронавтической скоростью*. У поверхности Земли (на высоте, равной нулю над экватором) она равна 7912 метрам в секунду и называется *нулевой круговой скоростью*. Соответствующую орбиту искусственного спутника мы будем в дальнейшем часто называть также *нулевой*, а спутник, пролетающий на высоте, равной нулю над экватором, — *нулевым искусственным спутником* ¹⁾. С увеличением высоты круговая скорость сначала резко уменьшается, а затем продолжает уменьшаться все медленнее и медленнее. На высоте 200 километров она составляет 7791 метр в секунду, а на высоте 2000 километров — 6903 метра в секунду (см. таблицу 2) ²⁾.

Можно объяснить, почему тело при круговой скорости не падает на Землю, также по-другому.

Известно, что при движении по окружности возникает центробежная сила. Эта сила тем больше, чем больше скорость движения

¹⁾ Этот случай представляет лишь теоретический интерес.

²⁾ В этой книге все результаты расчетов, в частности таблицы, кроме случаев, когда это специально оговорено, принадлежат автору.

Таблица 2

**Зависимость круговой скорости и сидерического 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			Сидерический период в процентах по отношению к периоду обращения нулевого спутника
			час.	мин.	сек.	
0	7912	100,00	1	24	25	100,0
200	7791	97,47	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	87,47	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

(она пропорциональна квадрату скорости). Для пешехода, движущегося по ровной дороге вдоль дуги большого круга²⁾, центробежная сила составляет 1 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. При круговой скорости полета центробежная сила становится равной силе притяжения Земли и как бы устраняет ее действие на летящее тело (под этим надо подразумевать, конечно, не исчезновение силы притяжения, а полную ее компенсацию центробежной силой, направленной в противоположную сторону). Тело, обладающее такой скоростью, облетит вокруг нашей планеты и вновь отправится в очередной облет вокруг нее по той же самой орбите, причем в безвоздушном пространстве скорость его останется неизменной. Тело превратится в искусственный спутник Земли.

Искусственный спутник в отличие от самолета не может летать над Землей по любому маршруту. Невозможно, например, заста-

¹⁾ 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. Поэтому в настоящей книге под радиусом Земли обычно подразумевается ее экваториальный радиус, равный 6378 километрам, а под высотой полета — высота полета над экватором.

²⁾ Большим кругом называется круг, образующийся при сечении земного шара любой плоскостью, проходящей через центр Земли.

вить искусственный спутник летать вдоль тропиков или вдоль полярных кругов; нет возможности заставить спутник летать по ломаной линии; невозможно значительно сократить или удлинить время перелета спутника от одного города до другого и т. д. Искусственный спутник может двигаться 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. 2), то есть в плоскости большого круга. Именно поэтому искусственный спутник не может двигаться вдоль какой-либо параллели земного шара; единственное исключение представляет экватор, то есть нулевая параллель. Подчеркнем, что плоскость орбиты искусственного спутника остается неподвижной по отношению к небосводу (мы не принимаем во внимание возмущений орбиты). Это следует помнить при чтении дальнейшего текста.



Рис. 2. Искусственный спутник может двигаться только в плоскости, проходящей через центр Земли.

Подчеркнем вторую важную особенность движения искусственных спутников; орбита, соответствующая круговой (или большей) скорости у поверхности Земли, может быть получена только в том

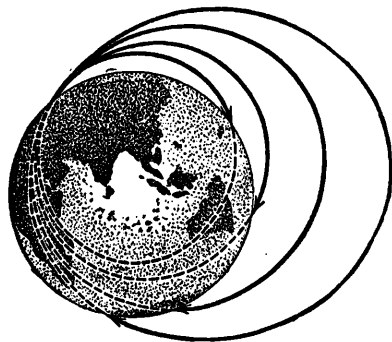


Рис. 3. Запуск искусственного спутника одним толчком с поверхности Земли возможен только тогда, когда этот толчок происходит в горизонтальном направлении.

случае, если необходимая начальная скорость сообщается в горизонтальном направлении, так как при запуске спутника под углом к горизонту часть его пути обязательно должна была бы проходить внутри Земли (рис. 3). Заметим, что вследствие сжатия Земли круговая орбита, проходящая над полюсами, фактически также будет несколько сплюснутой (но не строго эллиптической). Однако в то время как для земного шара величина сжатия ¹⁾ составляет примерно одну трехсотую, орбита искусственного спутника будет сплюснута в десять с лишним раз меньше. Однако при дальней-

ших наших рассуждений мы будем пренебрегать незначительной сплюснутостью орбиты спутника вследствие сжатия Земли.

¹⁾ Сжатием земного шара называется отношение разности экваториального (а) и полярного (b) радиуса к экваториальному радиусу, то есть величине $\frac{a-b}{a}$.

Искусственный спутник, снабженный ракетным двигателем, который может включаться время от времени или работать непрерывно, будем называть *моторным искусственным спутником*. Такой аппарат способен летать на любых высотах, в частности на таких, где воздух слишком разрежен для крыльев самолета, но слишком плотен для безмоторного искусственного спутника (например, на высоте 50—150 километров). При движении такого аппарата (на небольших высотах) потребуются включение двигателя для преодоления сопротивления воздуха. Расход топлива при этом будет тем больше, чем меньше высота полета¹⁾. В безвоздушном пространстве двигатель моторного спутника будет служить не для преодоления незначительного сопротивления воздуха, а для корректирования траектории полета.

В заключение отметим, что искусственные спутники не могут обращаться на слишком большом расстоянии от Земли, так как в этом случае на них будут заметно действовать поля тяготения Солнца, Луны, планет и их спутников. Практически можно считать, что на спутник, движущийся близко от Земли, действует только сила притяжения нашей планеты, а притяжение Солнца большого влияния не оказывает. В самом деле, расстояние такого спутника от Солнца можно практически считать равным расстоянию Земли от Солнца. Поэтому Солнце оказывает на спутник почти такое же воздействие, как и на Землю, то есть сообщает ему приблизительно такое же ускорение и скорость, иначе говоря, почти не вмешивается в движение спутника вокруг Земли. Если спутник находится на таком расстоянии от Земли, где все сказанное справедливо, то мы говорим, что спутник находится в сфере притяжения Земли. Радиус сферы притяжения Земли астрономы оценивают в 0,006 расстояния, отделяющего Землю от Солнца, то есть 900 000 километров. Это в два с лишним раза превосходит максимальное расстояние Луны от Земли (апогейное расстояние). Впрочем, на столь больших расстояниях искусственные спутники и не будут сооружаться, так как в таких условиях они оказались бы бесполезными как для исследования Земли, так и в качестве межпланетных станций.

2. Эллиптические орбиты

Первые искусственные спутники будут облетать Землю по эллипсам, мало отличающимся от круговой орбиты, на высоте от нескольких сот до двух тысяч километров.

Запуск искусственных спутников по эллиптической, а не по круговой орбите объясняется следующим обстоятельством. Круго-

¹⁾ Некоторые авторы называют такой летательный аппарат сателлоидом. По нашему мнению, этот термин больше подходит для искусственного спутника вообще.

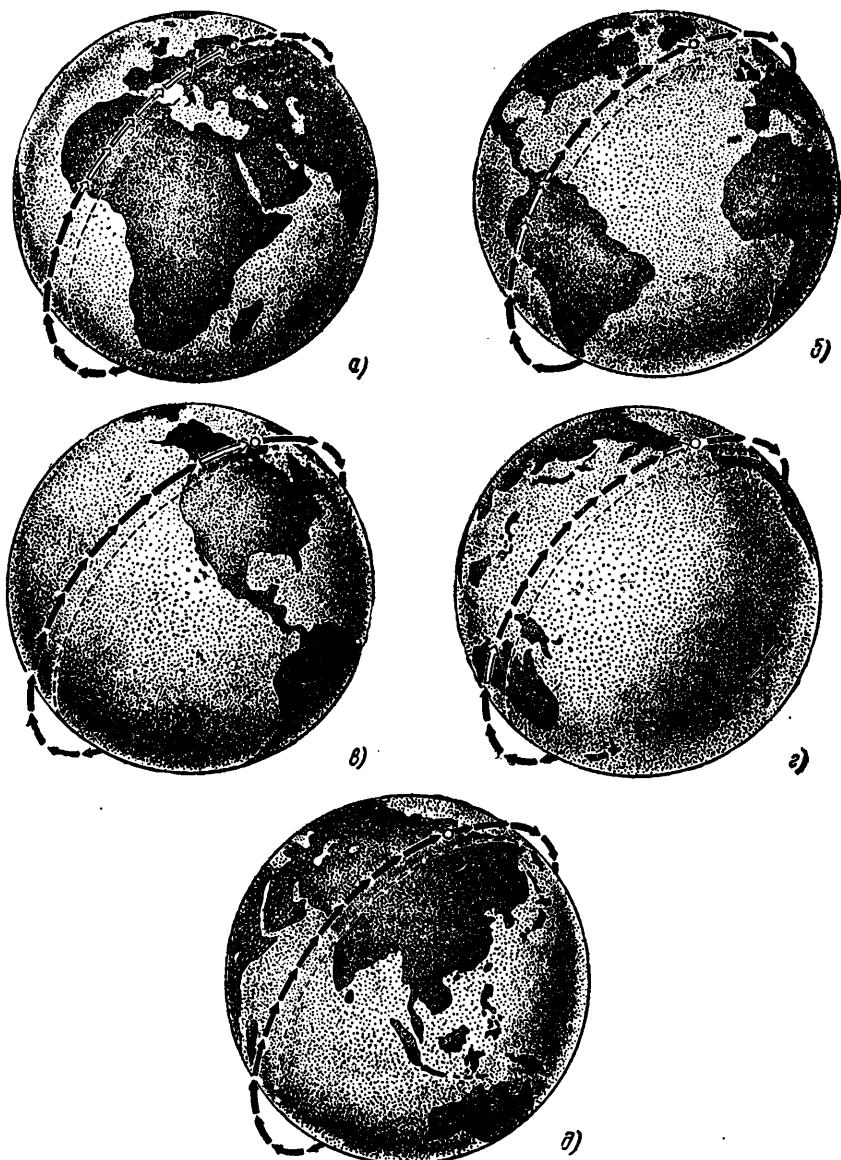


Рис. 4. Орбита первого искусственного спутника в начале его существования. На рисунке *а* мы видим спутник в тот момент, когда он пролетает над Москвой. На рисунке *б* изображена Земля со спутником после его трех полных обращений за время, равное $1/5$ звездных суток. За это время Земля повернулась в восточном направлении вокруг своей оси на 72 градуса. При этом спутник пересекает московскую параллель на 72 градуса западнее нашей столицы (над Атлантическим океаном). Рисунки *в*, *г*, *д* показывают взаимное положение земного шара и спутника после таких же промежутков времени, как и в предыдущем случае. Через три оборота спутника повторилось бы расположение *а*.

вая орбита может быть достигнута только при строго определенной скорости, направленной горизонтально. Однако современные ракеты и приборы не могут обеспечить такой идеальной точности. Вследствие неизбежных погрешностей в скорости и ее направлении при запуске может случиться, что сразу же после взлета спутник начнет приближаться к поверхности Земли, а это может привести к его гибели. Поэтому предпочтение отдается запуску искусственного спутника по эллиптической орбите с сообщением ему начальной горизонтальной скорости, большей, чем местная круговая скорость.

С таким расчетом и были запущены первые советские искусственные спутники. Первый искусственный спутник имел свой перигей ¹⁾ в северном полушарии, а апогей в южном полушарии на высоте около 900 километров (рис. 4). Второй спутник имел апогей на высоте около 1700 километров.

Орбиты своих спутников представляют эллипсы с незначительными сжатиями: разница в длине между большой и малой осью каждой орбиты составляет небольшую долю процента. Это почти окружности, центры которых несколько смещены по отношению к центру Земли.

В дальнейшем спутникам будут сообщаться все большие и большие скорости, вследствие чего они будут двигаться по все более и более растянутым эллиптическим орбитам, причем у каждой орбиты один из фокусов будет совпадать с центром Земли (рис. 5). Перигейное расстояние эллиптических орбит на первых порах будет оставаться порядка нескольких сот километров, апогейное же расстояние будет постепенно увеличиваться.

Если на первых порах поднятие «потолка» (апогея) 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 земных экваториальных радиуса, в то время как дальнейшее увеличение этой скорости на один километр в секунду повлечет за собой подъем «потолка» на 25 радиусов Земли (рис. 5). Таким образом, при скорости 11 километров в секунду ракета будет долетать до половины расстояния между Землей и Луной, оставаясь по-прежнему искусственным спутником Земли.

Как же движутся искусственные спутники по своим эллиптическим орбитам?

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.

Земля

Окружность

Эллипс

Парабола

11.2

11.0

10.0

9.0

8.0

7.0

Скорость отлета в км/сек

Луна

Орбита Луны

из геометрических зависимостей, будет расположен на таком же расстоянии от апогея орбиты спутника, на каком центр Земли находится от ее перигея.

¹⁾ Радиус-вектор — отрезок прямой линии, соединяющий спутник с центром Земли (или другого небесного тела, вокруг которого обращается спутник).

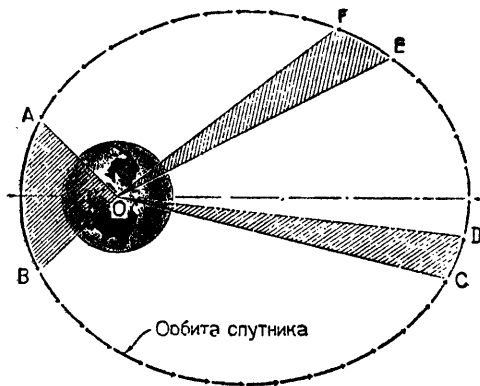


Рис. 6. Скорость движения спутника по эллипсу определяется вторым законом Кеплера. Заштрихованные площади ABO , CDO и EFO равны между собой. Спутник описывает дуги AB , CE и EF в течение одного и того же времени.

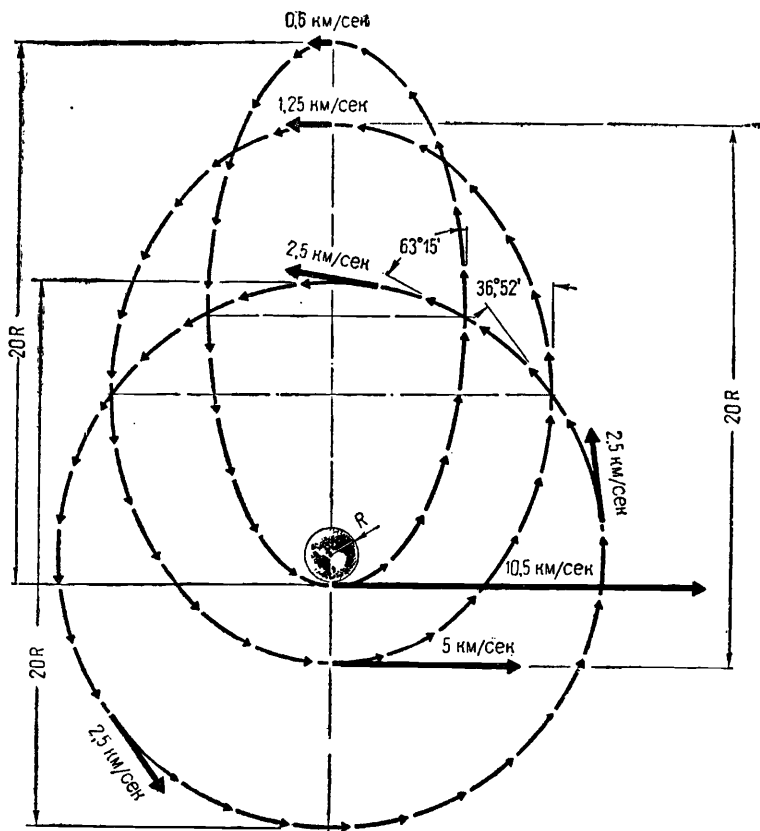


Рис. 7. Периоды обращения искусственных спутников по каждой из изображенных орбит одинаковы, так как большие оси этих орбит равны, а величина малой оси не влияет на период обращения.

Согласно третьему закону Кеплера квадраты времен обращения спутников вокруг Земли пропорциональны кубам больших полуосей их орбит, то есть периоды обращения спутников по эллипсам определяются 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 диаметру круговой орбиты другого спутника, то периоды обращения обоих спутников вокруг Земли будут равны (рис. 7).

Величина малой оси эллипса не оказывает никакого влияния на период обращения спутника и сказывается лишь на скорости движения спутника по орбите. В самом деле, согласно законам небесной механики, если на некотором расстоянии от центра планеты спутники движутся с одной и той же скоростью, 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 длина. А так как период обращения при одинаковых больших осях одинаков, то чем более сплюснута орбита, тем меньше и средняя скорость орбитального движения спутника.

Интересно также отметить, что чем меньше малая ось (при заданной большой оси), то есть чем больше так называемый эксцентриситет эллипса ¹⁾, тем быстрее движется спутник в перигее и тем медленнее — в апогее. Эти крайние скорости искусственного спутника связаны друг с другом очень простым соотношением. А именно, из второго закона Кеплера вытекает, что 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 по известному в механике правилу рычага (рис. 8).

При движении спутника по эллиптической орбите его скорость оказывается то больше той скорости, которую бы он имел, если бы двигался по окружности с диаметром, равным большой оси эллипса, то меньше ее. Если

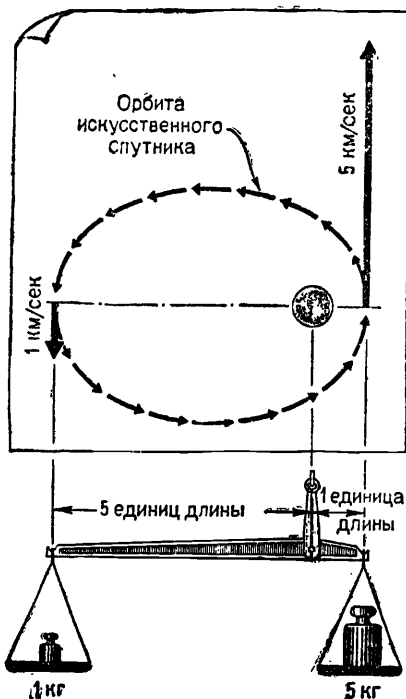


Рис. 8. Аналогия между законом движения спутника по своей орбите и правилом рычага.

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

разделить эллипс на две части его малой осью, то скорость спутника больше соответствующей круговой, когда он движется по той половине эллипса, которая ближе к Земле (часть эллипса, находящаяся внутри окружности, см. рис. 7), и меньше, когда он движется по другой половине (с наружной стороны окружности). Наконец, скорости спутника в моменты, когда он проходит через концы малой оси эллипса (точки пересечения эллипса с окружностью), равны круговой скорости.

В таблице 3 приводятся некоторые характеристики эллиптических орбит искусственных спутников. Допускается, что перигей у всех орбит расположен у самой поверхности Земли над экватором, а сопротивление воздуха отсутствует. Для сравнения даются также характеристики нулевой круговой орбиты.

Т а б л и ц а 3

Некоторые характеристики эллиптических орбит искусственных спутников с перигеем у поверхности Земли

Расстояние апогея от центра Земли в радиусах Земли	Величина малой полуоси эллипса в радиусах Земли	Скорость в перигее в километрах в секунду	Отношение скорости в перигее к нулевой круговой скорости в процентах	Расстояние апогея от центра Земли в радиусах Земли	Величина малой полуоси эллипса в радиусах Земли	Скорость в перигее в километрах в секунду	Отношение скорости в перигее к нулевой круговой скорости в процентах
1,0	1,00	7,912	100,0	20	4,47	10,919	138,0
1,2	1,10	8,264	104,4	25	5,00	10,972	138,7
1,5	1,22	8,667	109,5	30	5,48	11,007	139,1
2	1,41	9,136	115,5	40	6,32	11,052	139,7
3	1,73	9,690	122,5	50	7,07	11,079	140,0
5	2,24	10,214	129,1	60	7,75	11,097	140,3
10	3,16	10,668	134,8	70	8,37	11,110	140,4
15	3,87	10,834	136,9	100	10,00	11,134	140,7

3. Предельные скорости движения искусственного спутника

Возможны ли любые скорости движения искусственных спутников?

Представим себе искусственный спутник, обращающийся по нулевой круговой орбите. Если в перигее спутник разовьет так называемую *параболическую скорость*, равную 11,2 километра в секунду, то есть на 41,42 процента больше нулевой круговой скорости, то он, вырвавшись из сферы притяжения Земли, уйдет от нее по ветви параболы, имеющей фокус в центре нашей планеты (кривая 5 на рис. 5), и, следовательно, перестанет быть спутником. Для каждого расстояния от центра Земли имеется некоторая максимальная скорость, при которой тело еще остается в сфере притяжения Земли.

С другой стороны, имеется также и нижняя граница скорости спутника в рассматриваемой точке пространства. В самом деле, если уменьшить скорость спутника, обращающегося по круговой орбите, то он начнет двигаться по эллипсу, расположенному внутри

первоначальной орбиты. Чем сильнее мы затормозим движение спутника, то есть чем меньше будет его скорость в момент, когда он с круговой орбиты перейдет на эллиптическую, тем меньше окажется и перигейное расстояние. При определенной начальной скорости движения по своей новой эллиптической орбите спутник коснется поверхности Земли. Эту скорость (то есть скорость спутника в апогее его эллиптической орбиты) и можно считать минимально допустимой скоростью для искусственного спутника, поскольку при меньшей скорости спутник врежется в Землю ¹⁾.

Таблица 4

Предельные скорости искусственных спутников на разных высотах

Расстояние от центра Земли в экваториальных радиусах Земли	Минимальная скорость в километрах в секунду	Отношение минимальной скорости к нулевой круговой скорости в процентах	Круговая скорость в километрах в секунду	Максимальная скорость в километрах в секунду	Отношение максимальной скорости к нулевой круговой скорости в процентах
1	7,912	100,00	7,912	11,189	100,00
1,5	5,778	73,03	6,460	9,136	81,65
2	4,568	57,73	5,595	7,912	70,71
3	3,230	40,82	4,568	6,460	57,73
4	2,502	31,62	3,956	5,595	50,00
5	2,043	25,82	3,538	5,004	44,72
10	1,067	13,48	2,502	3,538	31,62
15	0,722	9,13	2,043	2,889	25,82
20	0,546	6,90	1,769	2,502	22,36
30	0,367	4,64	1,445	2,043	18,26
40	0,276	3,49	1,251	1,769	15,81
50	0,222	2,80	1,119	1,582	14,14

В таблице 4 указаны нижние и верхние предельные скорости искусственных спутников Земли на разных высотах. Для сравнения приведены также значения соответствующих местных круговых скоростей. Как видно из таблицы, максимально допустимая скорость для искусственного спутника пропорциональна круговой скорости (она всегда больше ее на 41,42 процента), минимальная же скорость падает значительно более резко с увеличением расстояния от центра Земли.

4. Звездное время обращения искусственного спутника

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

¹⁾ В наших рассуждениях мы не принимаем во внимание земную атмосферу. Фактически, конечно, минимальной скоростью будет не та скорость, при которой орбита коснется поверхности Земли, а несколько бо́льшая скорость, при которой спутник проникнет в более или менее плотные слои атмосферы, что вследствие сопротивления воздуха приведет к гибели спутника.

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

С увеличением высоты запуска искусственного спутника его орбита становится длиннее, а сила земного притяжения — слабее. Следовательно, центробежная сила становится меньше, движение спутника более медленным, а период обращения — более длинным (таблица 2).

Период обращения искусственного спутника увеличивается с удалением от планеты, подчиняясь третьему закону Кеплера, согласно которому квадраты времен обращения спутников вокруг Земли пропорциональны кубам больших полуосей их орбит.

На высоте, равной двум радиусам Земли, сидерический период обращения составляет 7 часов 17 минут, а на высотах вдвое и втрое больше — 15 часов 44 минуты и 1 сутки 2 часа 3 минуты. Если бы спутник обращался по орбите, в тысячу раз более длинной, чем окружность экватора, и Солнце (и отчасти планеты) не возмущало его движения, то полное обращение спутника вокруг Земли заняло бы 5 лет и 4 недели.

Периоды обращения двух первых советских искусственных спутников составляли вначале их существования 1 час 36,2 минуты и 1 час 43,7 минуты.

Вблизи поверхности Земли сидерический период обращения искусственного спутника увеличивается с каждым километром высоты на 1,2 секунды, на высоте же пяти-шести радиусов Земли увеличение составляет уже около трех секунд на дополнительный километр высоты и затем постепенно растет.

При движении искусственного спутника по круговой орбите можно, зная высоту полета спутника и его скорость, вычислить сидерический период его обращения. Для этого сначала определяем длину круговой орбиты, то есть путь, пройденный спутником за время одного обращения, а затем делим полученный результат на круговую скорость. Например, радиус орбиты спутника, движущегося на высоте 6378 километров, равен 12 756 километрам, а длина соответствующей окружности — 80 152 километрам. Разделив последнюю величину на круговую скорость, равную 5,595 километра в секунду, мы получим 14 327 секунд, или 3 часа 58 минут 47 секунд ¹⁾.

¹⁾ Законы, согласно которым высота полета спутника однозначно предопределяет его скорость и, следовательно, период обращения вокруг Земли, к сожалению, не всегда принимаются во внимание авторами научно-популярной литературы. Так, в одной из книг можно прочесть, например, следующее: «Станция расположена на высоте тысячи километров над Землей и совершает полный обо-

5. Угловая скорость перемещения спутника

Для определения понятия угловой скорости спутника относительно центра Земли представим себе, что наблюдатель помещен в центре Земли и видит пройденную спутником дугу орбиты под определенным углом. (Вершина угла находится в центре Земли, а стороны направлены к началу и концу видимой дуги.) Приращение этого угла в одну секунду назовем *угловой скоростью* спутника относительно Земли. (Это определение верно не только для круговой, но и для эллиптической орбиты.) Угловая скорость уменьшается с увеличением расстояния спутника от центра Земли, но, естественно, не по тому закону, по которому уменьшается круговая скорость. Так, на расстоянии 100 радиусов Земли угловая скорость в 1000 раз меньше угловой скорости у поверхности Земли, в то время как круговая скорость лишь в десять раз меньше нулевой круговой скорости. Угловая скорость спутника обратно пропорциональна периоду его обращения. Средняя угловая скорость равна 360° , деленным на звездный период обращения спутника.

На рис. 9 показаны дуги орбит, которые будут проходить за одно и то же время искусственные спутники, обращающиеся вокруг Земли на разных расстояниях от нее.

6. Солнечный и лунный периоды обращения искусственного спутника

Будем называть *солнечным периодом* обращения искусственного спутника промежуток времени, по истечении которого спутник, двигаясь вокруг Земли по своей орбите, возвращается в прежнее положение относительно линии Земля — Солнце. Знание солнечного

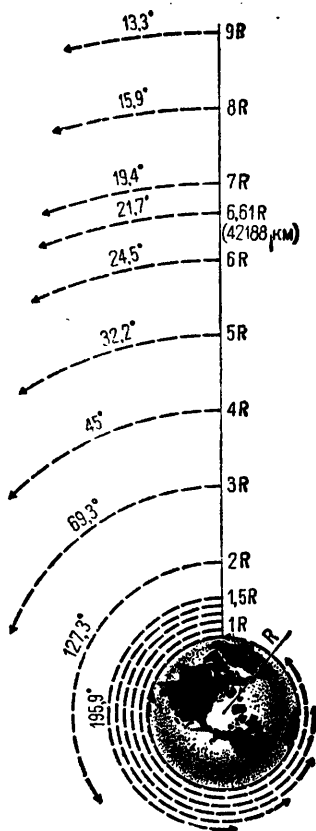


Рис.9. Путь, пройденный искусственным спутником на разных расстояниях от Земли в одно и то же время (за время обращения искусственного спутника, летящего над самым экватором, — 1 час 24 минуты 25 секунд).

рот вокруг нее за сто часов». Но ведь если бы станция была расположена на высоте тысячи километров над Землей, то, как видно из таблицы 2, она должна была бы совершать полный оборот вокруг Земли не за сто часов, а за... 1 час 45 минут. А если бы она совершала полный оборот за сто часов, то должна была бы быть расположена не на высоте тысячи километров над Землей, а в сто раз дальше!

периода обращения искусственного спутника весьма важно для точного определения продолжительности дня и ночи и времени года на спутнике (см. стр. 169—174), для изучения солнечной радиации и т. д.

Определим продолжительность этого периода.

Вместе с Землей спутник в течение года совершает одно обращение вокруг Солнца. Если спутник движется на высоте, равной одной десятой радиуса Земли,

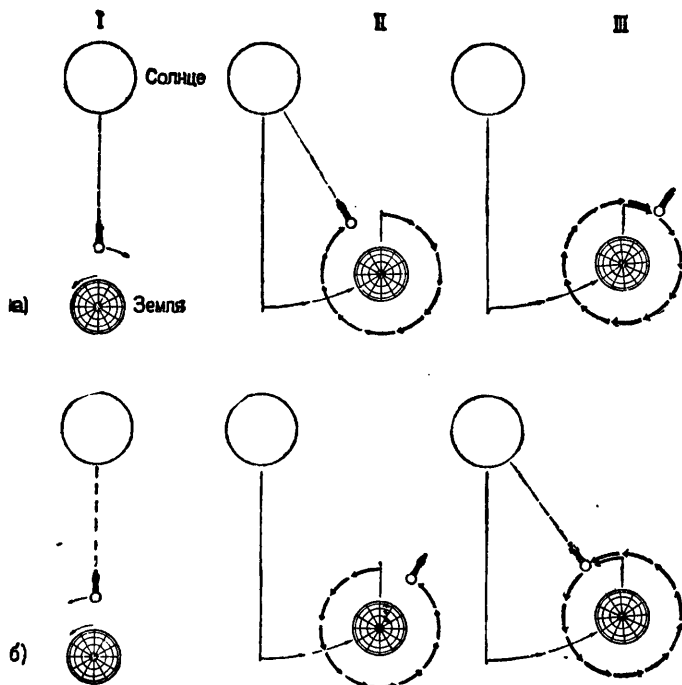


Рис. 10. Солнечный период обращения спутника при обратном его движении (а) короче солнечного периода при прямом движении (б). Когда «обратный спутник» уже сделал полный оборот по отношению к Солнцу (а, II), «прямой спутник» еще такого оборота не совершил (б, II). Когда же «прямой спутник» сделает полный оборот по отношению к Солнцу (б, III), «обратный спутник» будет уже совершать свой второй оборот (а, III).

то, как показывает расчет, в течение сидерического года он сделает 5400 обращений вокруг Земли по отношению к звездам. Если его орбита перпендикулярна к плоскости эклиптики ¹⁾, то по отношению к Солнцу он сделает такое же количество обращений — 5400. Если же плоскость орбиты спутника совпадает с плоскостью эклиптики, то количество обращений относительно Солнца будет отличаться от указанного значения, а именно оно будет на одно обращение меньше в случае прямого движения спутника и на одно обращение больше в случае обратного движения ²⁾.

¹⁾ То есть плоскости, в которой движется Земля вокруг Солнца.

²⁾ В астрономии и астронавтике прямым называется движение спутника, совершающееся в направлении вращательного движения Земли или обращения Зем-

Таким образом, при прямом движении спутника продолжительность одного обращения вокруг Земли по отношению к Солнцу будет составлять $\frac{1}{5599}$ долю года, при попятном же движении $\frac{1}{5401}$ часть года. Разница между этими двумя периодами равна 2,164 секунды. По мере того как увеличивается высота движения спутника, возрастает и эта разница, которая для высоты в четыре радиуса Земли примерно в сто раз больше, чем в предыдущем случае, а для высоты еще вдвое больше достигает почти 20 часов. При сравнении каждого из этих солнечных периодов с соответствующим сидерическим разница получится в два раза меньше (сидерический период меньше солнечного периода при прямом движении и больше его при обратном движении спутника).

Из рис. 10 видно, почему солнечный период обращения спутника при обратном его движении (а) короче солнечного периода при прямом движении (б). В таблице 5 сравниваются солнечные и сидерические периоды обращения спутников в случае прямого и обратного движения, а в таблице 6 дается сравнение количества обращений спутника и периодов его обращения по отношению к звездам и наблюдателю.

Будем называть *лунным периодом* обращения искусственного спутника промежуток времени, по истечении которого спутник,

Т а б л и ц а 5

Сравнение солнечного и сидерического периодов обращения искусственного спутника

Сидерический период обращения		Солнечный период обращения							
		при прямом движении				при попятном движении			
сут.	час.	сут.	час.	мин.	сек.	сут.	час.	мин.	сек.
—	2	—	1	0	2	—	1	59	58
—	6	—	6	0	15	—	5	59	45
—	12	—	12	1	0	—	11	59	1
1	—	1	0	3	57	—	23	56	4
2	—	2	0	15	51	1	23	44	19
3	—	3	0	35	46	2	23	24	48
5	—	5	1	40	—	4	22	28	—
7	—	7	3	17	—	6	20	50	—
10	—	10	6	45	—	9	17	36	—
15	—	15	15	25	—	14	9	48	—
20	—	21	3	48	—	18	24	5	—
25	—	26	20	5	—	23	9	34	—
30	—	32	16	26	—	27	17	21	—
35	—	38	17	1	—	31	22	33	—
40	—	44	22	4	—	36	1	15	—
50	—	57	22	19	—	43	23	31	—
60	—	71	19	2	—	51	12	50	—

ли вокруг Солнца. Обратным или попятным движением спутника мы называем движение в противоположном направлении. Движение небесных тел изображается на рисунках таким, каким оно представилось бы при наблюдении с северного полюса небесной сферы. Таким образом, прямое движение на рисунках всегда имеет направление, противоположное движению часовой стрелки.

двигаясь вокруг Земли по своей орбите, возвращается в прежнее положение относительно линии Земля—Луна.

Знание лунного периода обращения искусственного спутника будет иметь решающее значение для выбора момента отлета со спутника, используемого в качестве промежуточной станции при

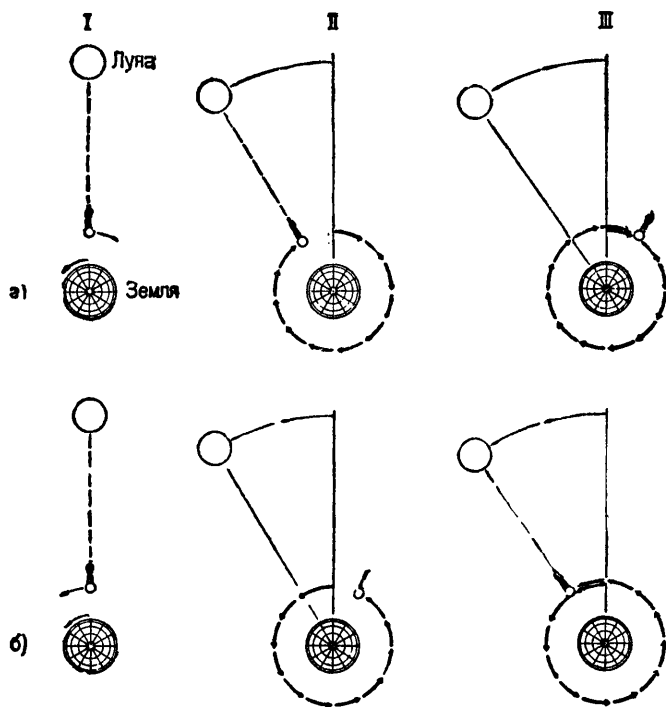


Рис. 11. Лунный период обращения спутника при обратном его движении (а), короче лунного периода при прямом движении (б). Когда «обратный спутник» уже сделал полный оборот по отношению к Луне (а, II), «прямой спутник» еще такого оборота не совершил (б, II). Когда же «прямой спутник» сделает полный оборот по отношению к Луне (б, III), «обратный спутник» будет уже совершать свой второй оборот (а, III).

полете на Луну (см. стр. 275—285). Для заранее выбранной определенной траектории перелета существует только один такой момент в течение всего лунного периода обращения.

С помощью рассуждений, аналогичных тем, которые относились к солнечному периоду обращения, мы получим зависимость между лунными и сидерическими периодами обращения искусственных спутников (рис. 11). Результаты расчетов приведены в таблице 7, причем допускается, что плоскость орбиты искусственного спутника совпадает с плоскостью лунной орбиты.

Таблица 6

Сравнение количества обращений спутника и периодов его обращения
по отношению к звездам и к Солнцу

Радиус орбиты в радиусах Земли	Количество обращений в течение года			Разница между солнечными периодами обращения при прямом и попятном движении				Разница между продолжительностью солнечного и сидерического периодов обращения по отношению к сидерическому периоду в процентах
	по отношению к звездам	по отношению к Солнцу		сут.	час.	мин.	сек.	
		при прямом движении	при попятном движении					
1,1	5400	5399	5401				2	0,02
1,5	3392	3391	3393				5	0,03
2	2202	2201	2203				13	0,05
3	1199	1198	1200				44	0,08
4	778,8	777,8	779,8			1	44	0,13
6	423,9	422,9	424,9			5	51	0,24
8	275,4	274,4	276,4			13	52	0,36
10	107,0	196,0	198,0			27	6	0,51
15	107,2	106,2	108,2		1	31	32	0,93
20	69,66	68,66	70,66		3	37		1,44
25	49,85	48,85	50,85		7	3		2,01
30	35,44	34,44	36,44		13	57		2,82
40	24,64	23,64	25,64	1	5	43		4,06
50	17,58	16,58	18,58	2	8	43		5,69
60	13,41	12,41	14,41	4	1	30		7,46
70	10,64	9,64	11,64	6	10	52		9,40

Таблица 7

Сравнение сидерического и лунного периодов обращения
искусственного спутника

Сидерический период обращения сут. час.	Лунный период обращения в сутках		Сидерический период обращения сут. час.	Лунный период обращения в сутках	
	при прямом движении	при попятном движении		при прямом движении	при попятном движении
— 6	0,2523	0,2477	25 —	294,1	13,05
— 12	0,5093	0,4910	26 —	537,3	13,32
1 —	1,038	0,9646	27 —	2293	13,57
2 —	2,157	1,864	27 7,7 ¹⁾	Бесконечный	13,66
3 —	3,370	2,703	28 —		13,83
5 —	6,120	4,226	29 —		14,07
7 —	9,411	5,572	30 —		14,30
10 —	15,77	7,320	35 —		15,34
15 —	33,26	9,683	40 —	86,19	16,23
20 —	115,5	11,55	50 —	60,23	17,66

¹⁾ Продолжительность сидерического месяца.

По своему характеру лунный период обращения существенно отличается от солнечного. Это объясняется тем, что оба небесных тела — искусственный спутник и Луна — обращаются вокруг одного и того же небесного тела — Земли (ср. рис. 9 и 10).

Мы видим, что в случае попятного по отношению к Луне движения искусственного спутника его лунный период обращения растет вместе с сидерическим периодом, но при этом все больше и больше отстает от последнего. Если при двухчасовом сидерическом обращении это отставание составляет всего три минуты, то при суточном сидерическом периоде (случай так называемого стационарного искусственного спутника, см. стр. 64) оно уже равно 51 минуте. Для сидерического периода, равного сидерическому месяцу, продолжающемуся 27,32 суток (звездный период обращения Луны вокруг Земли), лунный период обращения отстает от сидерического периода на величину, равную половине последнего, то есть на $27,32 : 2 = 13,66$ суток. Дальнейшее изменение продолжительности лунного периода обращения при попятном движении спутника также протекает плавно (см. табл. 7).

Совершенно другую картину мы наблюдаем при прямом движении искусственного спутника. Прежде всего, теперь период обращения по отношению к Луне больше сидерического периода. Если последний равен 2 часам, то лунный период будет равен 2 часам 3 минутам. Затем лунный период начинает все более и более резко возрастать. При двухнедельном сидерическом периоде он равен почти месяцу, а при 27-дневном составляет более 6 лет. Если же сидерический период обращения искусственного спутника будет точно равен периоду обращения нашего естественного спутника — Луны, то оба спутника будут постоянно находиться на равном расстоянии друг от друга на одной и той же орбите, то есть лунный период обращения искусственного спутника в этом случае будет равен бесконечности. При дальнейшем увеличении сидерического периода обращения «прямого» спутника лунный период обращения, как это видно из таблицы 7, сперва резко, а затем медленно падает, приближаясь к сидерическому периоду.

7. Продолжительность жизни искусственного спутника

Искусственные спутники, летающие на больших высотах в безвоздушном пространстве, будут иметь неограниченный срок жизни (если не считать таких случайностей, как столкновение с более или менее крупными метеоритами, разрушение космической пылью и т. п.).

Рассмотренные нами законы движения относятся к спутникам, движущимся в безвоздушном пространстве. Если же орбита искусственного спутника или хотя бы часть ее пролетает в атмосфере, то вследствие сопротивления воздуха скорость спутника и высота его орбиты с течением времени будут постепенно уменьшаться.

Вместе с потерей высоты сокращается период обращения спутника. В конце концов спутник должен погибнуть: спустившись в плотные слои атмосферы, он сгорит вследствие трения о воздух. Принято считать, что искусственный спутник должен сгореть, как и большинство метеорных тел, которые обращаются в пар и потухают на высотах 90—75 километров. По мнению некоторых исследователей, это произойдет уже на высоте 100 километров.

В связи с этим искусственные спутники можно разделить на две категории: постоянные и временные. По мнению Табанеры (Аргентина) и некоторых других ученых, к постоянным следует отнести спутники, которые способны обращаться вокруг Земли



Рис. 1. Советские ракеты (снимок сделан на Красной площади 7 ноября 1957 г.).

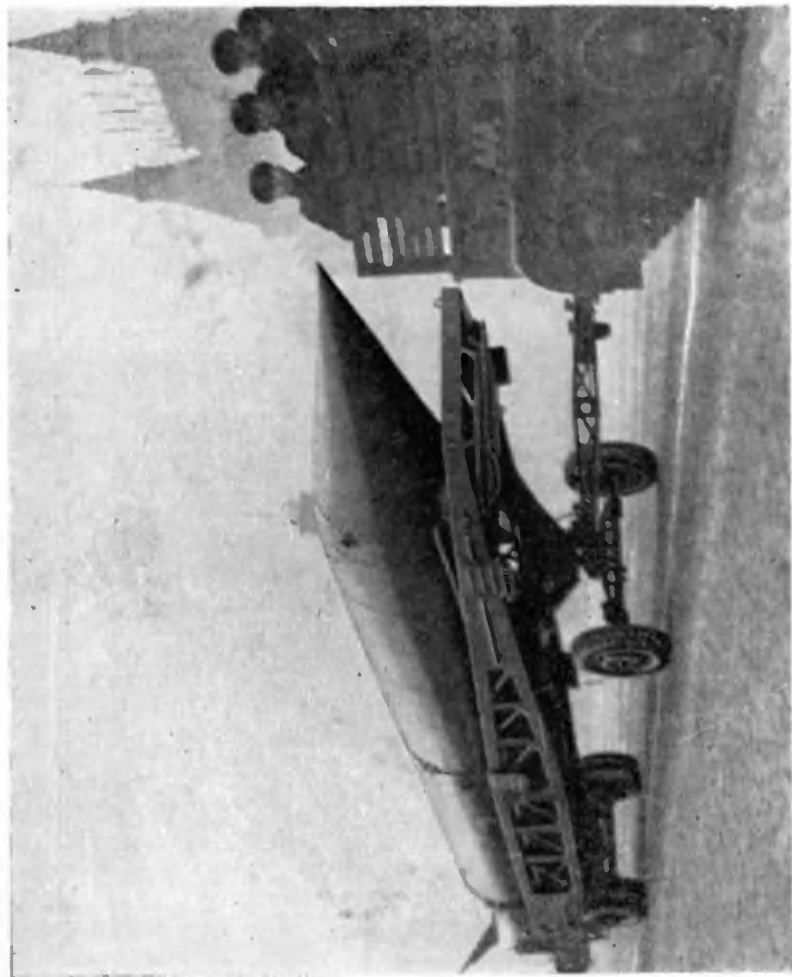


Рис. 11. Советская ракета (снимок сделан 7 ноября 1957 г. на Красной площади).

в течение не менее 10 лет. В перигее высота полета таких спутников должна составлять более 800 километров, так как только в этом случае не будет ощущаться сопротивление воздуха.

Имеется ряд исследований на тему о продолжительности искусственных спутников, движущихся по круговым орбитам. По расчетам И. С. Астаповича и С. А. Каплана (СССР) скорость опускания искусственного спутника, имеющего характеристики первого советского спутника (диаметр шара — 58 сантиметров, вес — 83,4 килограмма) должна быть следующей:

Таблица 8

Высота в километрах	100	150	200	300	500	700
Скорость опускания в сантиметрах в секунду	30 000	120	6	0,3	0,04	0,004

По расчетам Кетчума (США) полуметровый шаровой спутник весом в 50 килограммов (то есть спутник с характеристиками, весьма близкими к первому советскому спутнику) мог бы продержаться на своей орбите лишь четверть часа, если бы он был запущен на высоте 125 километров. Если же увеличить высоту полета спутника до 500 километров, то длительность его жизни может быть доведена до одного года. Для промежуточных высот соответствующие значения приводятся в таблице 9.

Таблица 9

Продолжительность жизни шарового спутника (диаметр — 0,5 метра; вес 50 килограммов) на разных высотах по расчетам Кетчума (США)

Высота полета в километрах	Продолжительность жизни в сутках	Высота полета в километрах	Продолжительность жизни в сутках	Высота полета в километрах	Продолжительность жизни в сутках
125	0,01	247	12	399	104
149	1	308	34	449	173
198	4	347	58	500	365

В своих вычислениях Кетчум допускал, что учитываемый в современной авиации закон, согласно которому сила сопротивления воздуха пропорциональна квадрату скорости тела, применим и для искусственных спутников. Между тем имеются основания полагать, что для таких огромных скоростей, как круговая, этот закон уже неприменим.

При расчете продолжительности существования искусственного спутника авторы обычно считают, что спутник движется по круговой орбите. В случае же движения по эллипсу допускается, что торможение спутника происходит только в перигее на постоянной высоте, где сопротивление воздуха достигает наибольшей величины. В действительности же торможение низко летающего спутника происходит вдоль всей его орбиты, в результате чего не только апогей, но и перигей спутника снижаются при каждом обороте.

Советские исследователи Д. Е. Охочимский, Т. И. Энеев и Г. П. Таратынова считают, что понижение апогея вследствие со-

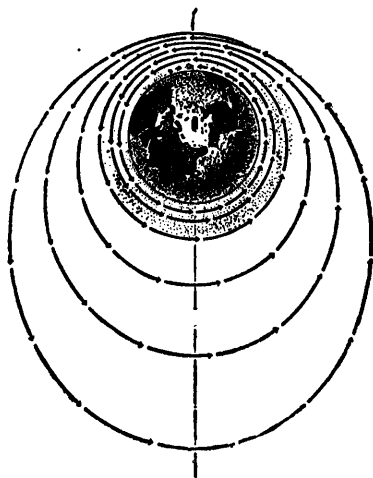


Рис. 12. Уменьшение орбиты искусственного спутника вследствие сопротивления воздуха. В плотных слоях атмосферы спутник превращается в «падающую звезду».

противления воздуха происходит значительно быстрее, чем понижение перигея (рис. 12). Например, если спутник движется по орбите с апогеем, расположенным на высоте 700 километров, и перигеем — на высоте 300 километров, то понижению апогея на 100 километров будет соответствовать понижение перигея всего на 6 километров. Поэтому при очень вытянутой орбите можно в первом приближении считать, что снижается только апогей, а перигей остается практически на одной и той же высоте. Поднятие перигея на определенную высоту увеличивает продолжительность жизни спутника значительно больше, чем поднятие апогея на ту же высоту. Если, например, перигей спутника пролегает на высоте 360 километров, а апогей — на высоте 1500 километров, то поднятие перигея на 20 километров повлечет за собой удлинение срока жизни спутника на 40 процентов, а такое же изменение апогея может продлить жизнь спутника всего на 2 процента.

Однако поднятие перигея (то есть, практически, поднятие точки запуска спутника) является значительно более трудной задачей, чем увеличение высоты апогея (которое осуществляется увеличением горизонтальной скорости запуска спутника). Поэтому нельзя пренебрегать и этим последним способом продления жизни спутника. Достаточно, например, в момент горизонтального запуска спутника на высоте 360 километров увеличить его скорость всего на 78 метров в секунду, чтобы поднять высоту апогея с 700 до 1000 километров. При этом жизнь спутника удлинится в 2,2 раза.

Таблица 10 иллюстрирует продолжительность существования спутника в зависимости от значений начальной высоты перигея и апогея орбиты (плотность воздушной оболочки на разных высотах принята авторами по данным индийского ученого С. К. Митры. Форма спутника — шар с диаметром, равным полметра, и весом 10 килограммов).

Таблица 10

Продолжительность жизни полуметрового шарового спутника
весом 10 килограммов

Перигей в километрах	Апогей в километрах	Максимальное количество оборотов	Продолжительность жизни	
			годы	сутки
200	400	44	—	2,7
360	800	7200	1	85
500	1500	174 000	30	—

Продолжительность жизни спутника будет зависеть и от ряда других факторов.

Очевидно, что продолжительность жизни спутника будет увеличиваться с увеличением его поперечной нагрузки ¹⁾ улучшением его обтекаемости, и наоборот.

Исходя из этих соображений, можно предвидеть большую долговечность первого искусственного спутника по сравнению с выбросившей его ракетой-носителем. Как видно из таблицы 11, сидерический период обращения спутника вокруг Земли составлял в начале 96 минут 12 секунд, а затем вследствие сопротивления атмосферы (хотя и весьма незначительного), стал сокращаться. В течение первых трех недель обращения уменьшался примерно на 2,3 секунды в сутки и после 23 суток составлял 95 минут 18 секунд. Таким образом, количество обращений спутника за это время увеличилось с 14,97 оборота в сутки до 15,11 оборота.

¹⁾ Поперечной нагрузкой называется вес тела, разделенный на площадь поперечного сечения.

Таблица 11

Изменение периодов обращения первого искусственного спутника и ракеты-носителя в октябре — ноябре 1957 г.

Дата 1957 г.	Период обращения в минутах		Разность периодов обращения спутника и ракеты-носителя в минутах
	первого спутника	ракеты-носителя	
6. X	96,2	—	—
12. X	95,95	—	—
21. X	95,55	95,12	0,43
23. X	95,49	95,01	0,48
27. X	95,31	94,68	0,63
9. XI	94,72	93,48	0,76

Период же обращения ракеты-носителя не только меньше соответствующего периода обращения спутника, но и суточное сокращение его больше. Так, если 9 ноября 1957 г. период обращения спутника уменьшался в среднем на 2,94 секунды в сутки, то для ракеты-носителя соответствующая величина составляла 6,3 секунды, то есть в два с лишним раза больше.

Однако, как нам известно, даже в теоретическом случае (при отсутствии сопротивления среды) период обращения искусственного небесного тела вокруг Земли не может быть меньше 85 минут (см. стр. 26), что и ограничивает длительность жизни спутников.

Период обращения второго спутника составлял 4 ноября 1957 г. 103,7 минуты, 6 ноября — 103,6 минуты, а 9 ноября — 103,52 минуты. Как видно, его период обращения лишь незначительно уменьшается, так как он поднимается на такие высоты, где практически уже не ощущается сопротивление воздуха. Если бы вся орбита спутника пролегла на высоте его апогея 1700 километров, то продолжительность его жизни исчислялась бы годами. Ощутимое сопротивление воздуха, хотя и незначительное, спутник испытывает лишь на участке пути, пролегающем вблизи перигея. Под влиянием этого фактора со временем скорость спутника и его период обращения все же постепенно будут убывать. Тем не менее, второй спутник, видимо, продержится в мировом пространстве дольше первого.

При определении долговечности спутника следует также учитывать, что воздушная оболочка Земли вращается вместе с нашей планетой. Если предположить, что полюсный спутник, вращающийся на высоте нескольких сот километров, остановился на мгновение над экватором, то атмосфера будет проноситься мимо него со скоростью примерно полкилометра в секунду, то есть получится своего рода «космический ветер» (боковой), обладающий скоростью, в 16 раз превышающей скорость ураганного ветра.

Для экваториального спутника, обращающегося в обратном направлении, космический ветер увеличит сопротивление движению; для спутника же, движущегося в прямом направлении, такой ветер может оказаться попутным и сопротивление среды уменьшится. Так, экваториальный спутник, движущийся на восток, сможет вследствие уменьшения скоростного давления просуществовать дольше, чем спутник, летящий на запад. Боковой ветер, дующий на полюсный спутник, не будет влиять на изменение продолжительности его жизни.

Заметим, что в рассмотренных нами работах допускается, что нам известно строение атмосферы на высоте движения искусственных спутников. А между тем само решение этого последнего вопроса предполагается получить с помощью наблюдения за процессом торможения спутника в верхних слоях атмосферы!

Что касается моторных искусственных спутников, то естественно, что даже при полете на небольшой высоте продолжительность жизни такого спутника может быть достаточно большой, поскольку необходимое для корректирования траектории топливо может постоянно подбрасываться с поверхности Земли.

8. О некоторых особенностях движения первого советского искусственного спутника

В таблице 12 приводятся основные характеристики движения первого советского искусственного спутника и ракеты-носителя, составленные по данным официальных сообщений.

Легко вычислить, что средняя скорость движения спутника за первые три недели его существования составляла 7,58 километра в секунду. Однако орбитальная скорость¹⁾ спутника не является постоянной: она несколько больше над северным полушарием, где спутник летит ниже, и несколько меньше над южным полушарием, где высота полета достигает максимального значения.

Вследствие сжатия Земли плоскость орбиты спутника, не меняя наклона по отношению к плоскости экватора, медленно поворачивается вокруг оси Земли. Это движение составляет примерно одну четверть градуса по долготе за один оборот спутника в направлении, обратном вращательному движению нашей планеты.

С сокращением периода обращения спутника уменьшаются также размеры орбиты. Так, 9 ноября апогей первого спутника снизился до 810 километров, а апогей ракеты-носителя — до 695 километров. Потолок второго спутника в этот день снизился до 1650 километров.

Ракета-носитель, доставившая первый спутник до его орбиты, сначала отставала от него. Но затем ракета-носитель догнала спутник и даже опередила его.

¹⁾ Орбитальная скорость — скорость движения спутника по орбите.

Таблица 12

Движение первого искусственного спутника и ракеты-носителя в течение первого месяца их существования (октябрь — ноябрь 1957 г.)

Дата	Время	Спутник		Ракета-носитель		
		количество оборотов ¹⁾	пройденный путь в тысячах километров ¹⁾	опережает спутник (+) или отстает от него (—)		
				по времени в минутах ¹⁾	по длине в километрах ¹⁾	проходит восточнее (В.) или западнее (З.) спутника по долготе в градусах ¹⁾
5/X	1 ч. 46 м.	0	0	—	—	—
6/X	6 ч.	18	—	—	—	—
7/X	6	32	1 400	—	—	—
8/X	6	46	—	—	—	—
	18	—	—	—	—1 000	—
9/X	6	63	—	—	—	—
	18	—	—	—	—1 000	—
10/X	6	78	3 500	—	0	—
11/X	18	100	4 400	+2	+1 000	0,5 в.
12/X	—	—	—	+3	+1 500	0,75 в.
13/X	6	123	5 300	+5	+2 500	1,25 в.
14/X	6	138	6 000	+6	+3 000	1,5 в.
15/X	6	153	6 650	—	—	—
	18	—	—	+10	—	2,5 в.
16/X	6	168	7 200	+11	+5 300	2,75 в.
	18	—	—	+13	—	3,25 в.
17/X	6	183	8 000	+14	+6 700	3,5 в.
	18	—	—	+17	+8 000	4,25 в.
18/X	6	198	8 600	+19,7	+9 000	4,9 в.
	18	—	—	+22	+10 000	5,5 в.
19/X	6	213	9 350	+24	+11 000	—
	18	—	—	+27	+12 400	6,75 в.
20/X	6	228	10 000	+29	+13 200	7,25 в.
	18	—	—	+32	+14 600	8 в.
21/X	6	243	—	—	—	—
	18	—	—	+39	+18 000	9,75 в.
22/X	6	258	11 250	—	—	—
	18	—	—	+46	+21 000	11,5 в.
23/X	6	273	11 900	—	—	—
	18	—	—	+53,2	+24 300	13,3 в.
24/X	6	288	12 560	—	—	—
	18	—	—	+60	+27 400	15 в.
25/X	6	303	13 200	—	—	—
	18	—	—	—28,8	—13 200	7,2 з.
26/X	6	319	13 850	—	—11 700	—
	18	—	—	—21,8	—9 940	5,4 з.
27/X	6	333	14 452	—	—	—
	18	—	—	—10,5	—4 800	—
28/X	6	348	15 103	—	—	—
29/X	6	363	—	—	—	—
	18	—	—	+12,5	+5 650	—
30/X	6	379	—	—	—	—
	18	—	—	+17	—	—
31/X	6	393,78	—	—	—	—
	18	—	—	+26,5	+12 000	—
1/XI	6	408,65	—	—	—	—
	18	—	—	+38	—	—
2/XI	6	423,54	—	—	—	—
	18	—	—	—45,5	—	—
3/XI	6	—	—	—30	—	—
	18	—	—	—13	—	—
4/XI	6	—	—	—	—	—
	18	—	—	—	—	—
7/XI	6	500	—	—	—	—
	18	—	—	+34	—	—

¹⁾ Приблизительно.

Представим себе, что высоко над Северным полюсом спутник и ракета-носитель движутся рядом почти с одинаковой скоростью параллельно поверхности Земли (рис. 13, I). Пока они не встречают сопротивления воздуха, оба тела продолжают обращаться

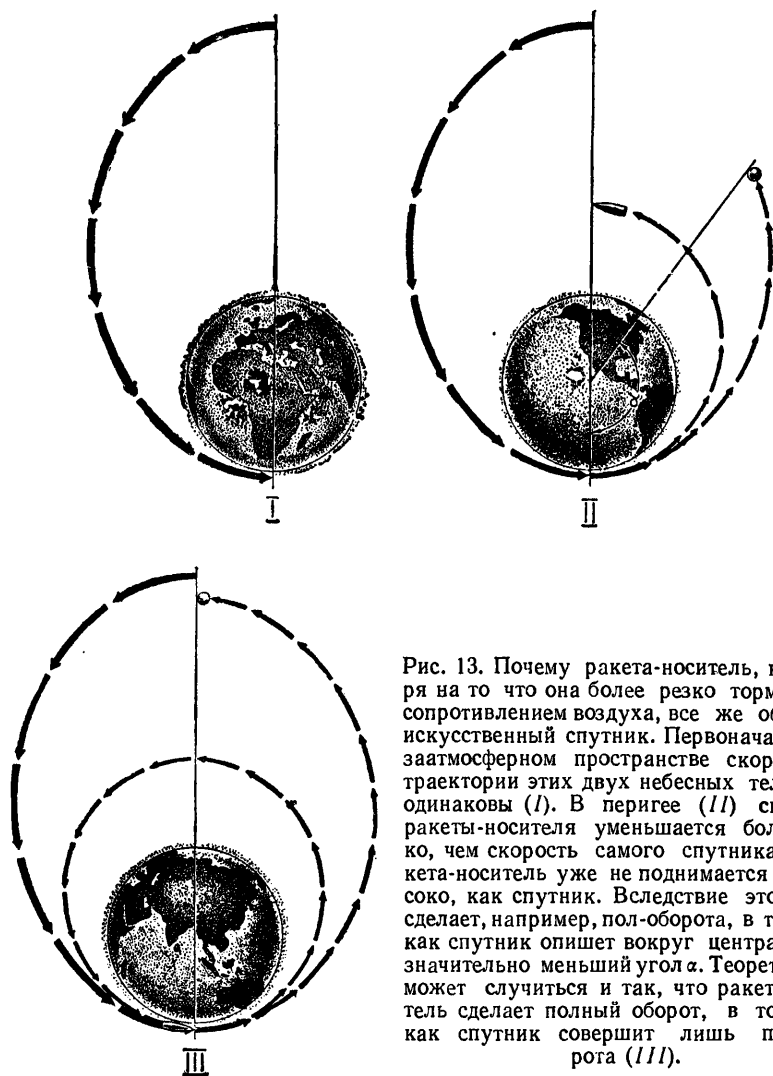


Рис. 13. Почему ракета-носитель, несмотря на то что она более резко тормозится сопротивлением воздуха, все же обгоняет искусственный спутник. Первоначально в заатмосферном пространстве скорости и траектории этих двух небесных тел почти одинаковы (I). В перигее (II) скорость ракеты-носителя уменьшается более резко, чем скорость самого спутника, и ракета-носитель уже не поднимается так высоко, как спутник. Вследствие этого она сделает, например, пол-оборота, в то время как спутник опишет вокруг центра Земли значительно меньший угол α . Теоретически может случиться и так, что ракета-носитель сделает полный оборот, в то время как спутник совершит лишь пол-оборота (III).

по одному и тому же пути. Но вот, падая все ниже под влиянием земного притяжения, и сделав полуоборот по эллипсу, они проникли в более или менее плотные слои атмосферы на сравнительно небольшой высоте над Южным полюсом, продолжая двигаться параллельно поверхности Земли. Пролетев некоторое расстояние,

они опять вырвутся в заатмосферное пространство, пронзив воздушную оболочку Земли примерно так, как иголка прокалывает кожуру апельсина (рис. 13, *II*). Но скорости спутника и ракеты-носителя из-за встреченного ими в атмосфере сопротивления воздуха будут уже не прежними, а значительно меньшими, и самое главное — разными. В самом деле, если мы бросим одной рукой металлический шарик и комок фольги одинаковых размеров, то шарик полетит дальше комка фольги, несмотря на то, что сначала их скорости были одинаковы. Дело в том, что воздух тормозит более резко фольгу, чем металлический шарик. Так и в нашем случае воздух тормозит шаровой спутник меньше, чем ракету-носитель, сбросившую обтекаемый колпак (на рисунке ракета-носитель только условно имеет обтекаемую форму). Вследствие этого ракета-носитель, обладающая при выходе из атмосферы меньшей скоростью, чем спутник, не поднимается уже так высоко, как последний. Согласно законам небесной механики она сделает, например, пол-оборота по более короткому эллипсу, в то время как спутник опишет вокруг Земли значительно меньший угол α . На рисунке 13, *II*, который сделан не произвольно, а согласно второму и третьему законам Кеплера, мы видим, что в то время, как ракета-носитель оказалась уже над Северным полюсом, спутник остается еще значительно позади. И наблюдатель с Земли констатирует факт опережения спутника ракетой-носителем вследствие того, что над южным полушарием ракета стартовала... с меньшей скоростью, чем спутник. В приведенном примере спутник окажется над Северным полюсом только тогда, когда ракета-носитель совершит полный оборот вокруг Земли (рис. 13, *III*).

Для большей наглядности мы преувеличили разницу в степени торможения атмосферой спутника и ракеты-носителя, но, в принципе, то же самое происходит с первым советским спутником Земли и его ракетой-носителем. В нашем примере мы допускали, что период обращения спутника в два раза больше периода обращения ракеты-носителя. В действительности же период обращения первого спутника лишь незначительно превышал соответствующий период ракеты-носителя. Вместе с тем дуга, на которую ракета-носитель опережает спутник с каждым оборотом, невелика: 21 октября это опережение составляло 1,63 градуса, а 9 ноября оно возросло до 2,93 градуса и в начале ноября 1957 г. ракета-носитель совершила уже на два оборота больше, чем спутник (502 и 500 оборотов соответственно).

10 октября 1957 года ракета-носитель двигалась почти вместе со спутником, но затем она начала пересекать параллели восточнее спутника. Поэтому на первый взгляд могло показаться, что орбита ракеты-носителя постоянно отклоняется на восток от орбиты спутника. В действительности же обе орбиты лежат в одной и той же плоскости. Прохождение же ракеты-носителя восточнее спутника объясняется вращением Земли и опережением ракетой-носителем спутника. Так, например, 24 октября 1957 г. в 18 часов ракета-носитель пересекла некоторую параллель и ушла дальше, двигаясь все время

в плоскости, неподвижной относительно звезд. Следующий за ней спутник подошел к той же параллели спустя один час. Но за это время Земля повернулась на запад вокруг своей оси на $360^\circ : 24 \text{ (часа)} = 15^\circ$. Следовательно, спутник пересек упомянутую параллель на 15° градусов западнее чем ракета-носитель. Иными словами, ракета-носитель проходила на 15° градусов восточнее спутника по долготе, несмотря на то, что оба искусственных небесных тела обращались в одной и той же плоскости. Заметим, что поскольку спутник пересекал любую параллель примерно через каждые 24° по долготе, то прохождение этой параллели ракетой-носителем, например, на 15° градусов восточнее спутника по долготе равнозначно $24^\circ - 15^\circ = 9^\circ$ западнее по долготе. И наоборот: 25 октября ракета-носитель проходила на $7,2^\circ$ западнее спутника по долготе, что равнозначно $24^\circ - 7,2^\circ = 16,8^\circ$ восточнее спутника по долготе.

Г Л А В А II

ДВИЖЕНИЕ СПУТНИКА ОТНОСИТЕЛЬНО НАБЛЮДАТЕЛЯ НА ЗЕМЛЕ

1. Период обращения искусственного спутника относительно наблюдателя на Земле (синодический период)

Как было сказано выше, звездный 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 этот промежуток времени спутник возвращается в прежнее положение относительно наблюдателя. Иными словами, через 1 час 29 минут 41 секунду наблюдатель увидит искусственный спутник на небе в прежнем положении относительно себя, например в зените.

По мере увеличения высоты полета синодический период обращения увеличивается, причем в значительно большей степени, чем

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

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, синодический период обращения равен бесконечности, то есть спутник становится неподвижным относительно наблюдателя на Земле. Такой спутник называется стационарным искусственным спутником (см. стр. 64).

Обратимся теперь к спутникам, орбиты которых расположены еще выше. Оказывается, что для них с увеличением радиуса орбиты синодический период будет уменьшаться. Если радиус орбиты спутника превышает радиус орбиты стационарного спутника на 2,29 процента, то его синодический период будет равен тридцати суткам, а при радиусе, большем на 7,27 процента, синодический период снижается до десяти суток. 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 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, наоборот, меньший.

В самом деле, сидерический период обращения стационарного спутника равен одним суткам, в то время как синодический равен 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.

Следовательно, 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 обращался в плоскости экватора по круговой орбите восток 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 же, как это и показано на рис. 14, период обращения «обратного» экваториального спутника (рис. 14, а) по отношению к наблюдателю (синодический период) короче соответствующего периода «прямого» экваториального спутника (рис. 14, б). Когда первый спутник сделал уже полный оборот по отношению к наблюдателю (а, I), второй спутник еще такого оборота не совершил (б, I). Когда же «прямым спутник» сделает полный оборот по отношению к наблюдателю (б, II), «обратный спутник» будет уже совершать свой второй оборот (а, II).

При определенных условиях с увеличением высоты полета синодический период «обратного» экваториального спутника может удлиняться. Но в противоположность синодическому периоду спутника, вращающегося в прямом

направлении, то есть с запада на восток, этот период не может превысить одних суток. 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, движу-

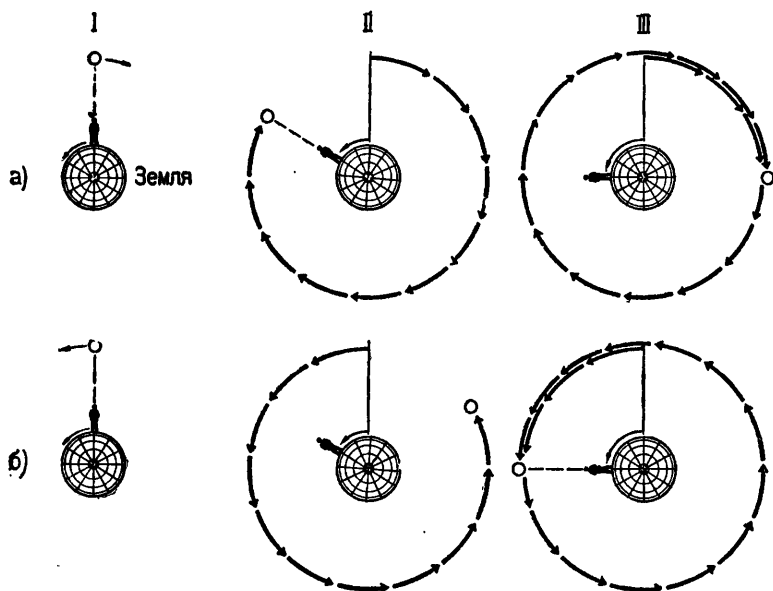


Рис. 14. Период обращения «обратного» экваториального спутника (а) по отношению к наблюдателю (синодический период) короче соответствующего периода «прямого» экваториального спутника (б). Когда первый спутник уже сделал полный оборот по отношению к наблюдателю (а, II), второй спутник еще такого оборота не совершил (б, II). Когда же «прямой спутник» сделает полный оборот по отношению к наблюдателю (б, III), «обратный спутник» будет уже совершать свой второй оборот (а, III).

щихся 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 только в прямом направлении, то есть с запада на восток.

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

На основании сказанного можно будет с помощью простых рассуждений предугадывать ряд явлений, связанных с наблюдением искусственных спутников.

В некоторых случаях по одной лишь величине синодического периода обращения спутника можно будет судить о направлении его движения. Допустим, что наблюдатель, находящийся на экваторе, заметил, что между двумя последо-

вательными кульминациями (прохождениями через зенит) искусственного спутника, движущегося в плоскости экватора, прошел 1 час 28 минут. Отсюда он сможет заключить, что спутник взойдет на востоке. Дело в том, что если синодический период обращения меньше чем 1 час 29 минут 41 секунда, то спутник может перемещаться по своей орбите лишь в направлении, обратном движению Земли (см. стр. 43). Только благодаря тому, что наблюдатель, вследствие вращения Земли вокруг своей оси, будет двигаться навстречу спутнику, промежуток времени между последующими встречами сможет быть столь коротким. Если бы искусственный спутник летел в обратном направлении даже с самой большой скоростью, которой может обладать спутник Земли, то он все равно не смог бы за 1 час 28 минут подоспеть к точке, в которой находится наблюдатель. Следовательно, как по отношению к небосводу, так и по отношению к наблюдателю спутник обращается с востока на запад, то есть должен взойти на востоке.

Иногда одного лишь видимого на небосводе направления движения спутника может оказаться недостаточным для того, чтобы определить истинное направление движения спутника по отношению к звездам и примерную высоту его орбиты. Если, например, наблюдатель на экваторе заметит, что искусственный спутник перемещается в направлении, обратном движению всех небесных тел, то он сможет заключить, что спутник по крайней мере в десять с половиной раз ближе к Земле, чем Луна. Дело в том, что, как легко убедиться, такой спутник должен быть расположен ниже стационарной орбиты: если бы его орбита пролегла выше, то независимо от направления истинного движения спутника наблюдателю с Земли казалось бы, что движение спутника происходит в сторону вращения всей небесной сферы.

Астроном, определив скорость, с какой восходит искусственный спутник, сможет рассчитать, на какой высоте он летит, чего нельзя сделать, например, наблюдая движение самолета. О высоте полета искусственного спутника можно судить также по промежутку времени между его восходом и заходом.

2. Проекция движения искусственного спутника на Землю

Как мы уже подчеркивали, орбита искусственного спутника представляет собой эллипс, расположенный почти¹⁾ неподвижно относительно звезд. Относительно же наблюдателя на Земле, вследствие ее вращения вокруг своей оси, это движение получается весьма сложным. Так, например, искусственный спутник, пролетающий над полюсами, не будет двигаться вдоль меридианов даже при небольшой высоте полета. Проекция движения такого спутника на земную поверхность будет описывать линию, напоминающую латинскую букву S, а при больших скоростях (на небольшой высоте) — математический знак интеграла $\int$ с верхним и нижним концами на полюсах Земли.

Если искусственный спутник будет пролетать над земными полюсами, 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 (скрещенные обычная и «обратная» буквы S). Самую большую ширину, равную четверти длины параллели, эта «восьмерка» будет иметь на параллелях, соответствующих 45 градусам северной и южной широты. На рис. 15 показаны траектории проекций трех таких искусственных спутников, двигающихся в плоскостях, пересекающих эк

¹⁾ Мы не учитываем здесь возмущений движения спутника.

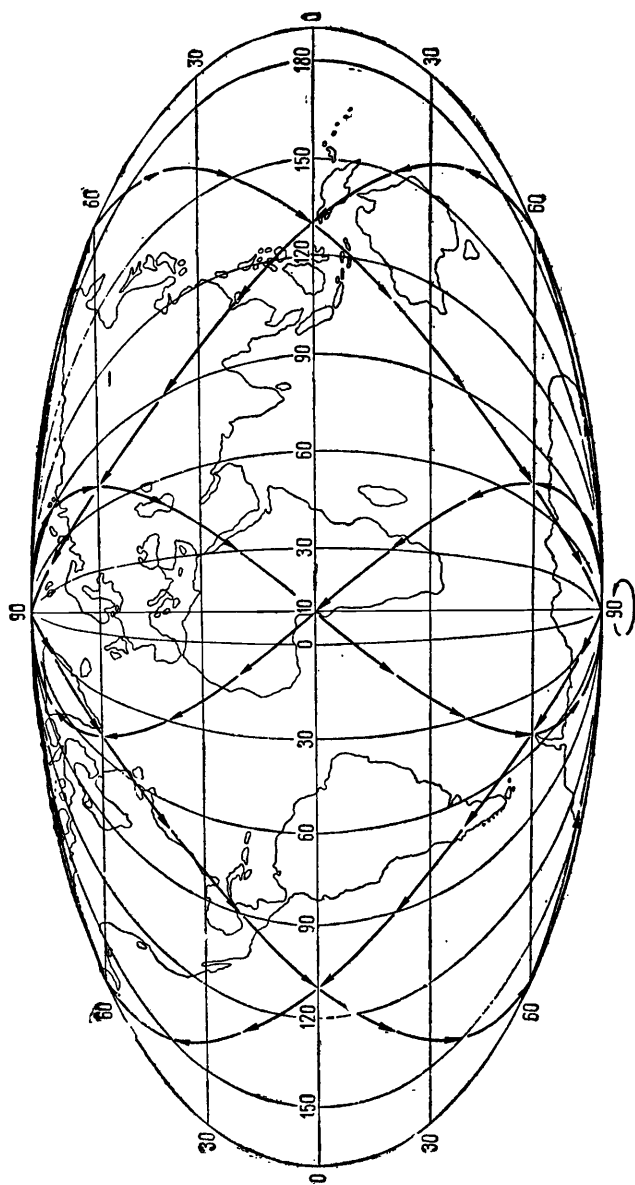


Рис. 15. Проекция на поверхность земного шара траекторий трех спутников, движущихся в плоскостях, делящих экватор на равные дуги (по 60°). Спутники огибают земные полюсы, делая один полный оборот за звездные сутки.

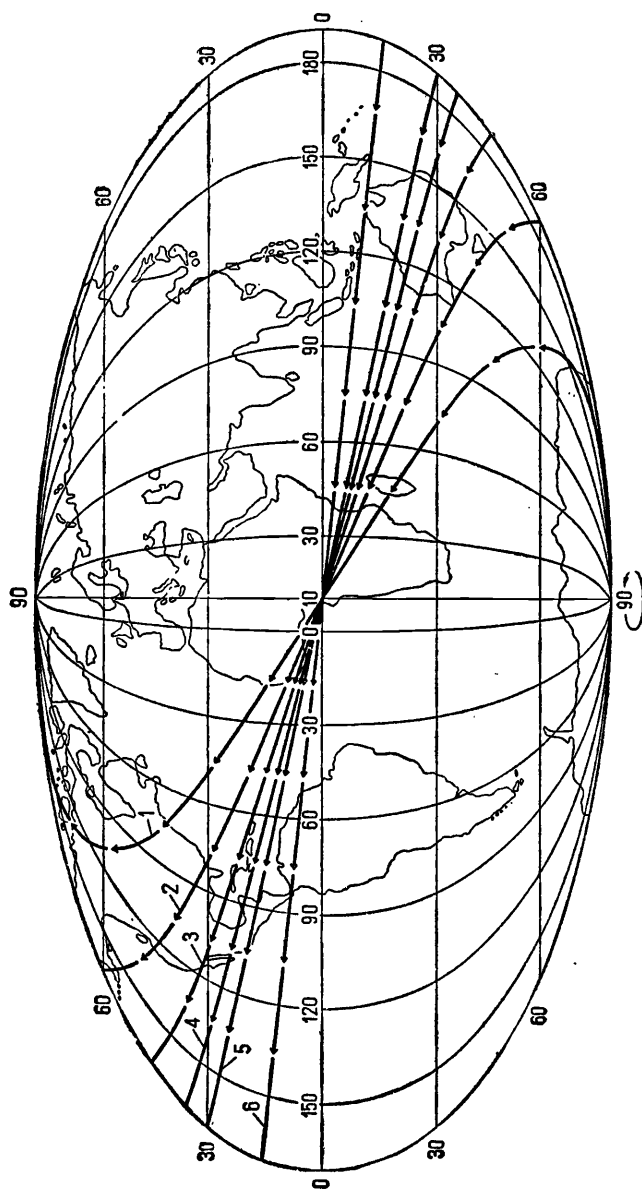


Рис. 16. Проекция на поверхность земного шара движения (за одни сутки) полусферических спутников, делающих полное обращение вокруг Земли в течение двух (1), трех (2), четырех (3), пяти (4), шести (5) и двенадцати (6) звездных суток.

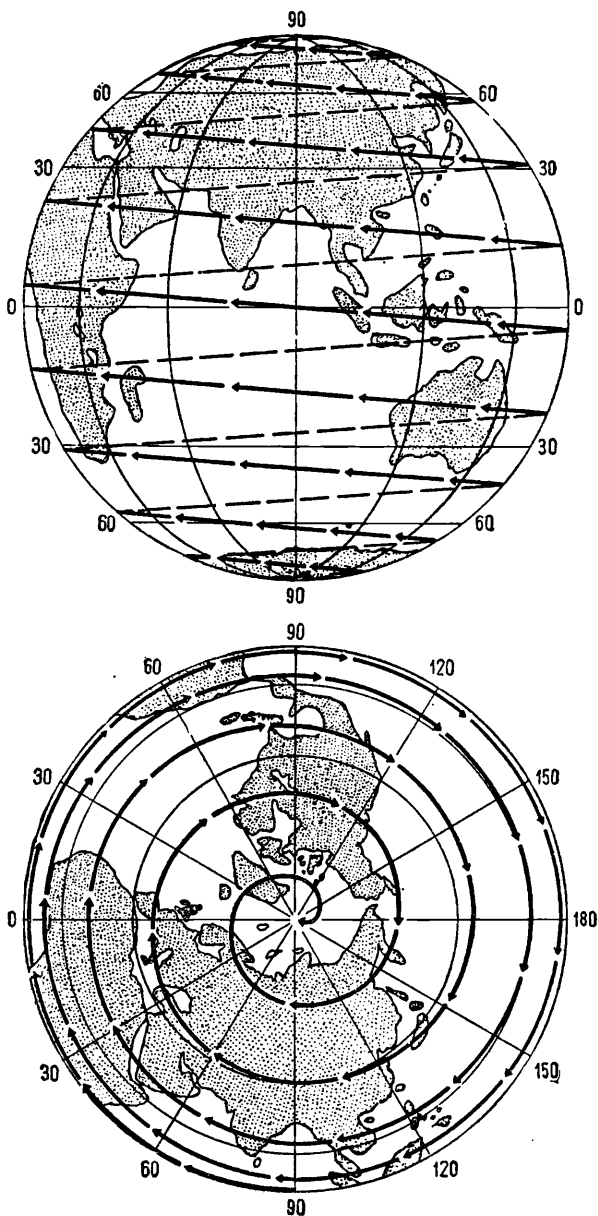


Рис. 17. Проекция на поверхность Земли движения полюсного спутника с периодом обращения в 20 суток. На верхнем рисунке мы видим проекцию на земной шар движения за 10 суток, в течение которых спутник перемещается с Южного полюса к Северному. Внизу — проекция этого движения на северное полушарие за 5 суток, во время прохождения спутника из экваториальной плоскости к Северному полюсу.

ватор на равные дуги. Эти проекции вычерчивают на поверхности Земного шара три восьмерки.

На рис. 16 показано, как изменяется проекция на поверхность Земли движения полюсного спутника с увеличением периода его обращения с 2 до 12 суток. Если смотреть с точки, весьма удаленной от поверхности Земли и находящейся в плоскости экватора, то с увеличением периода обращения полюсного спутника эта проекция все более приближается к прямой. Но если смотреть на ту же проекцию с точки, расположенной высоко над полюсом, то она окажется спиралью (рис. 17).

Для того чтобы иметь возможность вести наблюдения за искусственными спутниками из разных точек земного шара, нет необходимости запускать несколько спутников в различных направлениях. Если, например, нужно вести наблюдения на северном и южном полюсе, то достаточно запустить спутник так, чтобы он один раз появился над Северным полюсом. Естественно, что он 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 в виде огромного диска, занимающего 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 самолета, летящего даже на высоте 25 километров, дальность видения составляет только 565 километров. Если разделить площадь всей поверхности земного шара (510 миллионов квадратных километров) на ширину полосы земной поверхности, видимой с высоты 25 километров ($565 \times 2 = 1130$ километров), то получается 452 тысячи километров. Такой приблизительно путь пришлось бы проделать самолету, чтобы можно было обзреть с него 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, обзреть весь земной шар.

Если искусственный спутник будет пролетать над полюсами на высоте 210 километров, то, проделав 114 оборотов вокруг Земли, он, 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, расположен-

ными на экваторе, не превысит 180 километров ($40\,076 : 228 = 175,6$ километра). Это даст возможность с большой точностью исследовать поверхность нашей планеты. Маршрут такого спутника за неделю показан на рис. 18—21 (стр. 51—54).

Если бы было желательно, чтобы для определенной местности вторичное прохождение искусственного спутника через зенит произошло спустя, например, 4 звездных суток, причем высота движения спутника была лишь немногим больше, чем в предыдущем случае, то за указанное время он должен был бы совершить 65 полных оборотов по отношению к звездам. За время одного оборота спутника Земля повернется на $22^{\circ}9'23''$ вокруг своей оси. Поэтому и проекция траектории спутника на поверхность Земли переместится после каждого его оборота на такой же угол независимо от широты.

Тот же искусственный спутник примерно через каждые полтора часа может оказываться поочередно над Токио, Пекином, Лхасой, Сринагаром (Кашмир, Индия), Тегераном, Стамбулом и другими городами в вечерние сумерки, погружаясь после каждого такого появления в полную тень Земли. Во время прохождения спутника над этими местностями, только погружившимися в тень, условия для наблюдения спутника, еще освещенного Солнцем, будут наиболее благоприятными.

Несколько труднее, чем в случае полюсного или экваториального спутника, получить проекцию на поверхность земного шара движения спутника, орбита которого наклонена под некоторым углом к плоскости экватора. Это имело место для первых двух советских искусственных спутников, орбиты которых были наклонены под углом около 65° к плоскости экватора.

Посмотрим, как делается такая проекция, позволяющая определить над какими пунктами и когда появится искусственный спутник. Практически легче всего поступить следующим образом.

Наденем на глобус кольцо, наклоненное под углом в 65° градусов к экватору, и прикрепим его к ножке глобуса. В определенный момент, например, когда спутник пролетает над Москвой, повернем глобус так, чтобы Москва находилась в плоскости кольца, изображающего схематически орбиту спутника. Теперь простой расчет может определить место спутника в любой промежуток времени. Найдём, например, место спутника через 12 минут после его прохождения над Москвой. В одну минуту спутник облетает 360° градусов, деленные на 96,2 (период обращения вокруг Земли в минутах), то есть $3,74^\circ$ градуса, а за 12 минут — примерно 45° градусов. Сделаем соответствующую отметку на кольце. За это время Земля повернулась вокруг своей оси на 3° градуса. Повернем глобус на 3° градуса на восток, и отметка на кольце укажет искомую точку на земной поверхности.

Подобным же образом решается обратная задача, а именно: время нахождения спутника над той или иной конкретной местностью. Можно также рассчитать, будет ли спутник вообще пролетать над данной территорией.

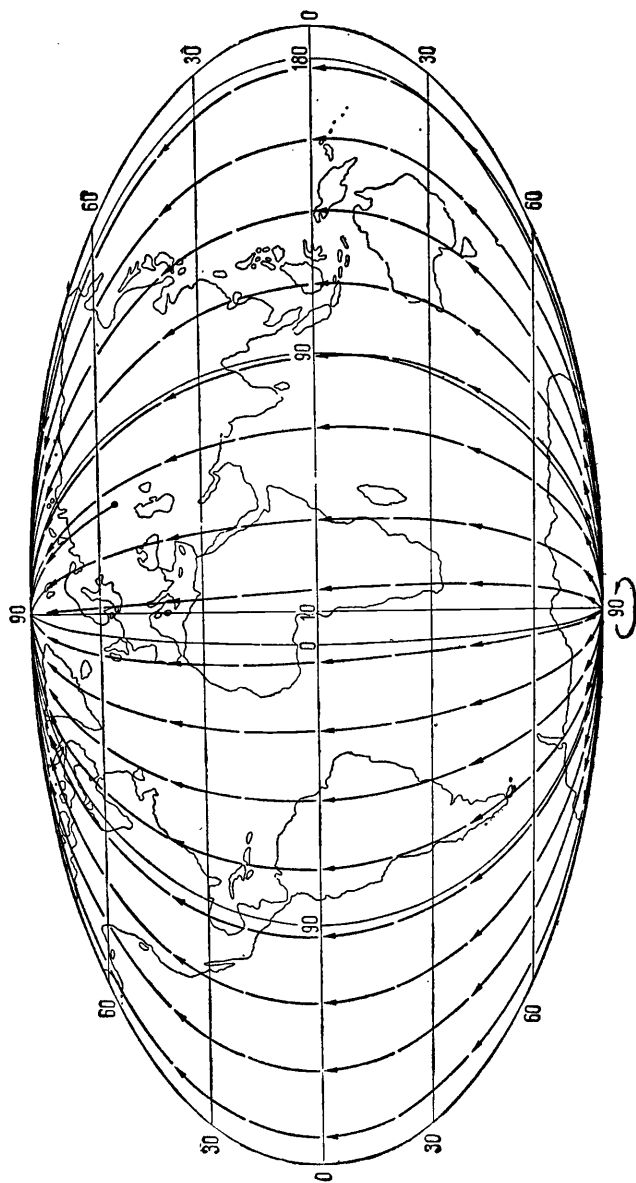


Рис. 18. В течение первых суток искусственный спутник, пролетающий над полюсами на высоте 210 километров, успеет облететь вокруг Земли более шестнадцати раз. Здесь показана в проекции на земную поверхность та часть его пути, которую он проделает при солнечном освещении, когда наблюдатель, находящийся на нем, сможет хорошо видеть Землю.

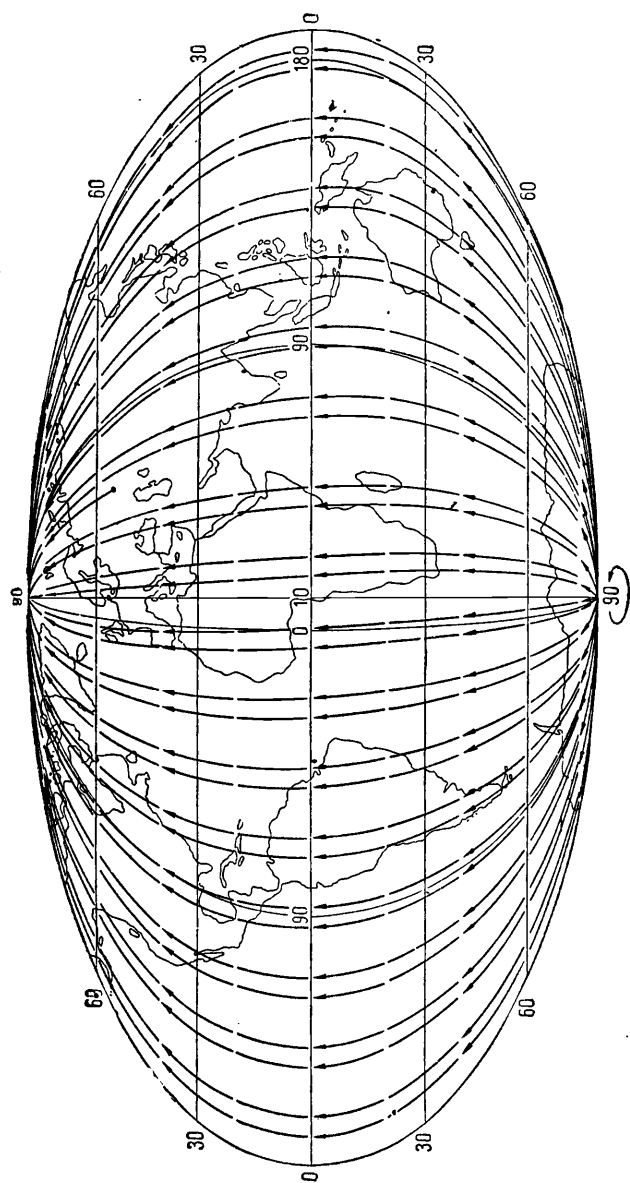


Рис. 19. Путь искусственного спутника при солнечном освещении в проекции на поверхность Земли за 2 суток.

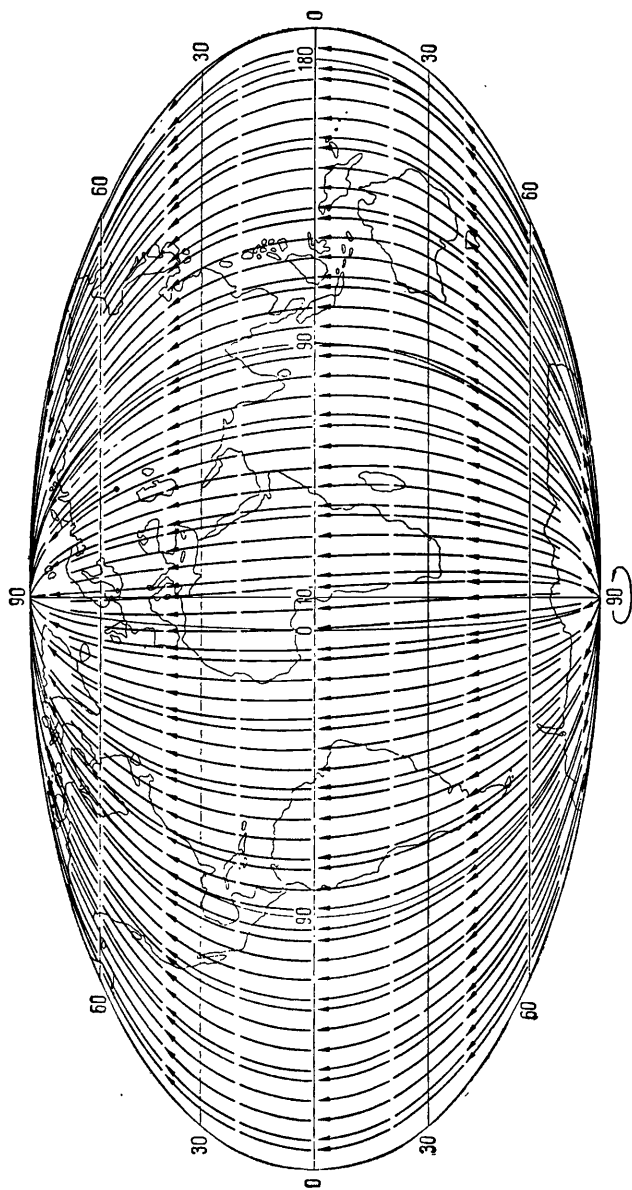


Рис. 20. Путь искусственного спутника при солнечном освещении в проекции на земную поверхность за 4 суток.

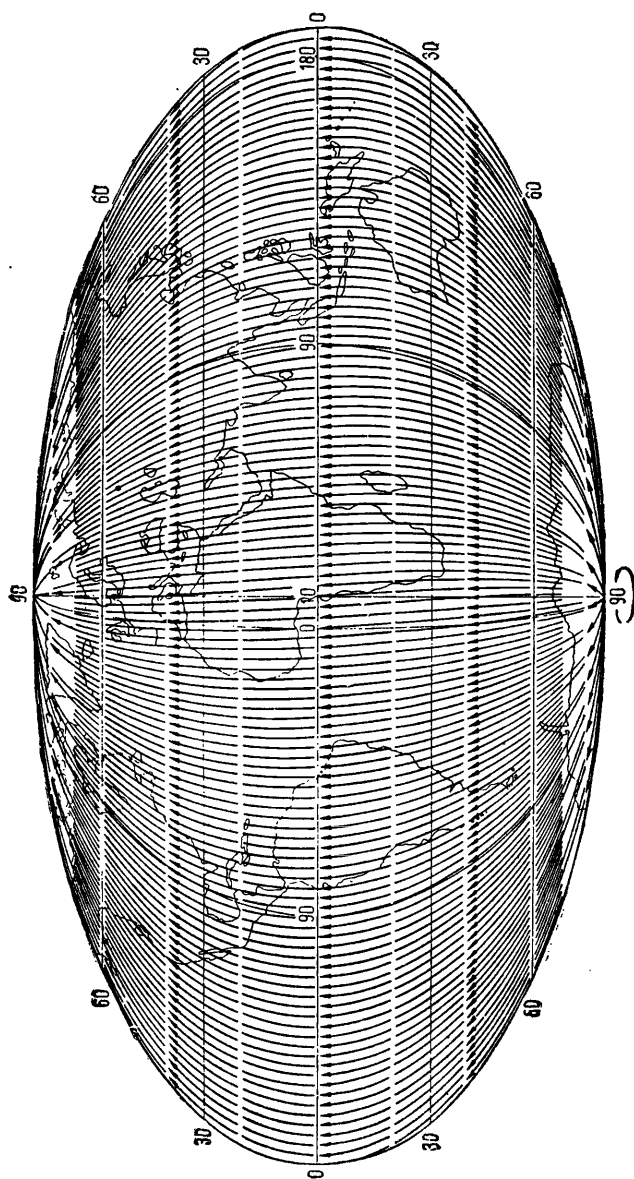


Рис. 21. За неделю искусственный спутник опояшет Землю в солнечном освещении от полюса до полюса сто четырнадцать раз. Сетка маршрутов так густа, что промежутков между соседними линиями составляет всего $3^{\circ}9'$.

Если указанным здесь методом вычертить на глобусе один (с лишним) виток и перенести его на карту с цилиндрической проекцией, то получим волнообразную линию, изображенную на рис. 22. Если же с помощью данного приспособления вычертить на глобусе последовательные проекции спутника вдоль его орбиты, то окажется, что 16-й виток такой проекции почти точно совпадает с первым, 17-й — со вторым и т. д. Схема движения первого искусственного спутника за сутки в цилиндрической проекции показана на рис. 23.

Как уже упоминалось, первый советский спутник совершает около 15 оборотов в сутки. Поэтому, если допустить, как мы это делали до сих пор, что плоскость орбиты спутника остается неподвижной относительно звезд, то после каждого оборота спутник пересекал бы параллели земного шара, смещенные на 24 градуса на запад. Однако, как нам известно, плоскость орбиты спутника медленно поворачивается относительно звезд вокруг оси Земли (так называемая прецессия). Поэтому расстояние между точками очередного пересечения спутником земной параллели немногим больше и составляет примерно 24,5 градуса.

Наклон орбиты второго спутника к плоскости экватора такой же, как и первого спутника (65 градусов). И проекции двух орбит на земной шар в определенный момент одни и те же. Поэтому на первый взгляд может показаться, что схема движения двух спутников одна и та же. Между тем эти схемы различны, так как различны периоды обращения спутников (см. стр. 26), и поэтому Земля, вращаясь вокруг оси, занимает разное положение относительно их. Расстояние между точками очередного пересечения земной параллели вторым спутником на 1,8 градуса больше, чем в случае первого спутника и составляет 26,3 градуса.

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 $11\sqrt{2}=15,566\dots$ 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 данной местности. При этом спутник будет виден из всех стран земного шара, расположенных между некоторой параллелью северной широты и такой же параллелью южной широты. Следовательно, природа искусственного спутника такова, что если его запустить из Москвы, то он обязательно должен будет облетать почти всю Западную Европу (кроме стран, расположенных на севере), но при запуске из Кушки, самого южного города Советского Союза, можно выбрать такую орбиту, при которой спутник вообще не будет пролетать над Европой, за исключением самой южной части Пиренейского полуострова.

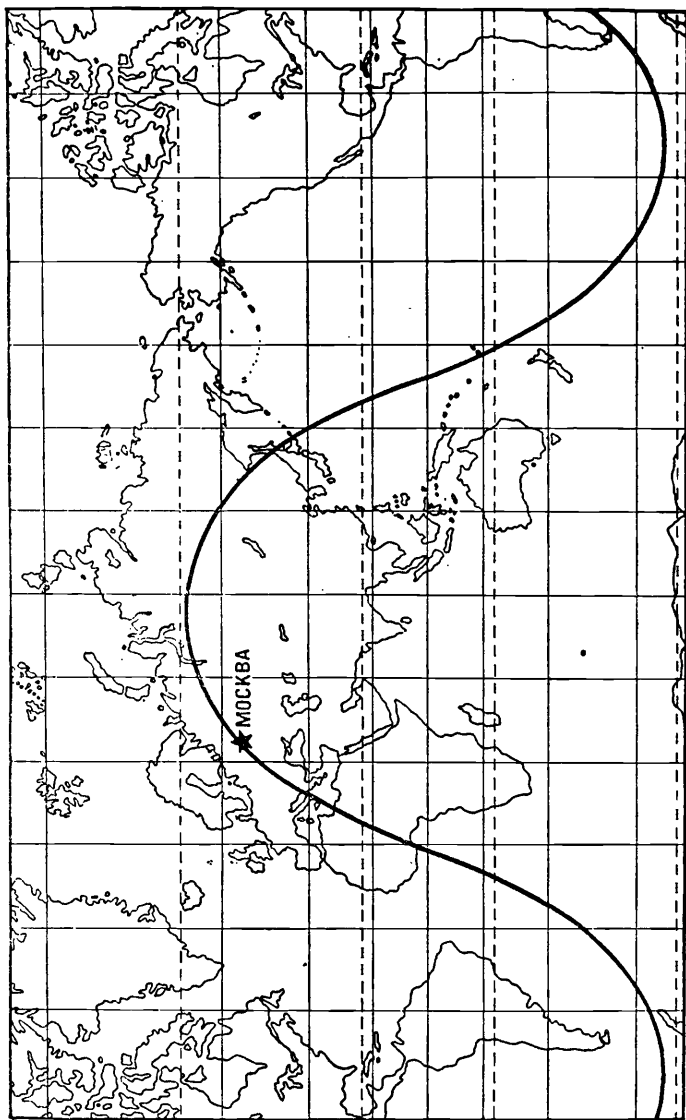


Рис. 22. Схема движения первого искусственного спутника за время одного (с лишним) его обращения вокруг Земли (стереографическая проекция Голла).

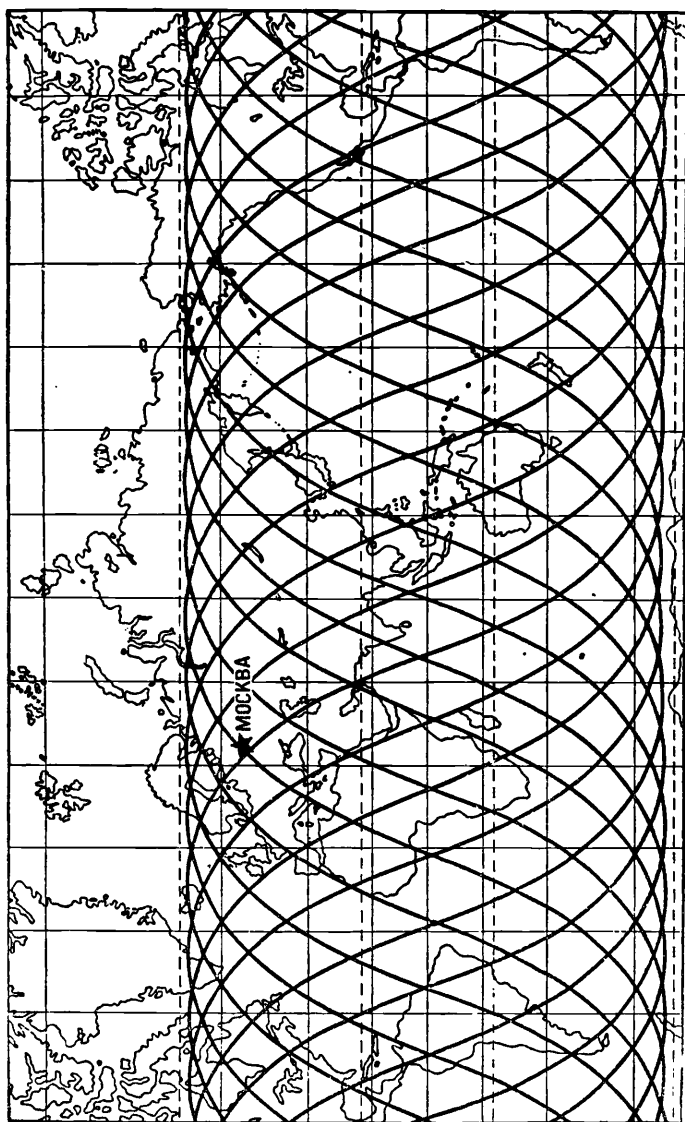


Рис. 23. Схема движения первого искусственного спутника за сутки (стереографическая проекция Голла).

Как известно, в течение Международного геофизического года с территории Советского Союза будут запускаться еще другие искусственные спутники. Все эти спутники должны будут обязательно пролетать над частью Европы и Северной Америки, почти над всей Южной Америкой и Австралией и над всей Африкой.

3. Угловая скорость перемещения спутника относительно поверхности Земли¹⁾

В отличие от угловой скорости перемещения спутника относительно центра Земли (см. стр. 27) угловой скоростью относительно наблюдателя будем называть приращение соответствующего угла в случае, когда наблюдатель (вершина угла) находится на поверхности Земли.

Для земного наблюдателя искусственный спутник, движущийся на высоте 200 километров, будет в момент прохождения им зенита перемещаться на небе с такой же угловой (видимой) скоростью, как и самолет, летящий на высоте 7130 метров со скоростью тысячи километров в час, или как самолет, летящий на высоте 3065 метров со скоростью 500 километров в час. Отсюда видно, что движущийся искусственный спутник нетрудно будет держать в поле зрения. Видимая скорость движения искусственных спутников, летящих выше двухсот километров, будет еще меньше. Как правило же, спутники будут летать именно на больших высотах.

Если искусственный спутник будет находиться не в зените, а ниже на небе, ближе к горизонту, то с точки зрения скорости его движения по небосводу следить за ним будет еще легче. В самом деле, из геометрических соображений вытекает, что в момент восхода (и захода) искусственный спутник будет перемещаться по отношению к наблюдателю, находящемуся в плоскости его орбиты, с такой же кажущейся угловой скоростью, с какой он в действительности движется вокруг центра 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 (рис. 24). Если например, высота орбиты спутника равна радиусу Земли, то скорость его углового движения относительно наблюдателя в зените будет вдвое больше, чем на горизонте. Для спутника же, движущегося на высоте 300 километров, его угловая скорость в зените будет уже в 22 раза больше угловой скорости на горизонте. Если бы действительная угловая скорость спутника относительно центра Земли была такой, какой она кажется наблюдателю в момент прохождения спутника в зените, то спутник сделал бы полный оборот вокруг Земли за четыре минуты.

Пройдя в зените над наблюдателем, искусственный спутник начнет замедлять свое движение относительно него, и в момент захода

¹⁾ Здесь мы будем рассматривать только круговые орбиты.

его угловая скорость 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.

В таблице 13 приведены значения угловых скоростей искусственных спутников в зените относительно наблюдателя для разных вы-

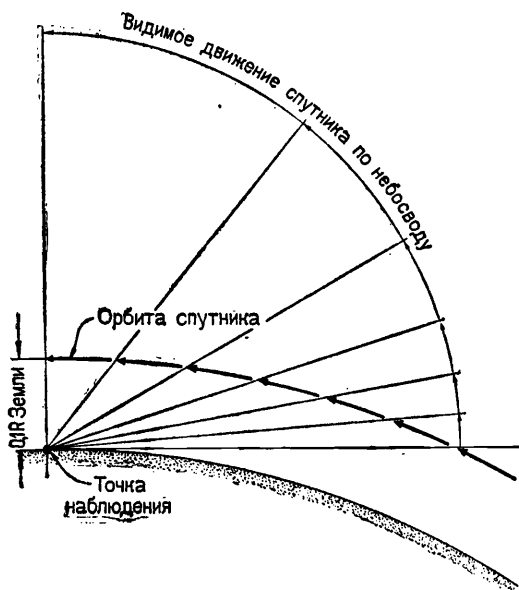


Рис. 24. В момент восхода искусственный спутник будет иметь наименьшую видимую скорость. По мере восхождения спутника его угловая скорость относительно наблюдателя (скорость кажущегося движения спутника на небесной сфере) будет быстро возрастать.

сот полета (указаны также соответствующие значения для высот в 100—150 километров, на которых могут летать лишь моторные спутники). В последней колонке указаны значения отношения угловой скорости искусственного спутника в зените к его угловой скорости на горизонте. Из сказанного выше вытекает, что те же величины показывают одновременно, во сколько раз угловая скорость спутника относительно наблюдателя во время прохождения через зенит больше его угловой скорости относительно центра Земли. Таким образом, определив из наблюдений видимые скорости спутника на горизонте и в зените, мы сможем с помощью таблицы найти и высоту его полета.

Таблица 13

Угловая скорость искусственного спутника в зените относительно наблюдателя

Высота полета в километрах	Угол продвижения в зените относительно наблюдателя за одну секунду	Отношение угловой скорости спутника в зените к угловой скорости на горизонте	Высота полета в километрах	Угол продвижения в зените относительно наблюдателя за одну секунду	Отношение угловой скорости спутника в зените к угловой скорости на горизонте
100	4°29'53"	64,8	500	0°34'56"	13,8
150	2°59'13"	43,5	1000	0°25'17"	7,4
200	2°13'55"	32,9	2000	0°18'37"	4,2
250	1°46'43"	26,5	3000	0°07'29"	3,1
300	1°28'36"	22,3	6378	0°03'21"	2,0
400	1°05'57"	16,9			

Если не учитывать вращения Земли относительно своей оси, то угловая скорость относительно центра Земли для искусственного спутника, имеющего круговую орбиту, будет величиной постоянной независимо от положения плоскости его орбиты в пространстве. Однако по отношению к земному наблюдателю угловая скорость даже в зените будет различной для наблюдателей, находящихся на разных широтах, что является результатом сплюснутости Земли. Чем ближе к полюсу, тем больше из-за сплюснутости земного шара высота прохождения спутника в зените и тем меньше, следовательно, его угловая скорость. В таблице 14 показано для разных высот, насколько (в процентах) угловая скорость полюсного искусственного спутника в зените по отношению к наблюдателю, находящемуся на полюсе, меньше, чем угловая скорость для наблюдателя, находящегося на экваторе (последняя скорость принимается за 100 процентов. Как видно из таблицы, эта величина резко уменьшается с высотой движения спутника. Указанные в таблице высоты в 100 и 150 километров представляют интерес только для стадии падения на Землю искусственных спутников или для моторных спутников.

Таблица 14

Угловая скорость полюсного спутника в зените по отношению к наблюдателю

Высота прохождения над экватором в километрах	На сколько процентов угловая скорость спутника для наблюдателя на полюсе меньше, чем для наблюдателя на экваторе	Высота прохождения над экватором в километрах	На сколько процентов угловая скорость спутника для наблюдателя на полюсе меньше, чем для наблюдателя на экваторе
100	17,61	400	5,07
150	12,47	500	4,10
200	9,66	600	3,44
250	7,88	1000	2,09
300	6,65	2000	1,06

Процесс приращения угловой скорости спутника относительно наблюдателя от момента восхода до кульминации, то есть до точки наивысшего подъема, будет протекать по-разному для спутников, движущихся на разных высотах. В качестве примера в таблице 15 показано, как изменяется угловая скорость спутника относительно наблюдателя, находящегося на экваторе, по мере прохождения экваториального спутника по небосводу от горизонта до зенита. Влияние вращения Земли не принималось во внимание.

Таблица 15

Изменение угловой скорости экваториального спутника при высоте орбиты, равной 0,1 радиуса Земли, за время прохождения от горизонта до зенита (для наблюдателя на экваторе)

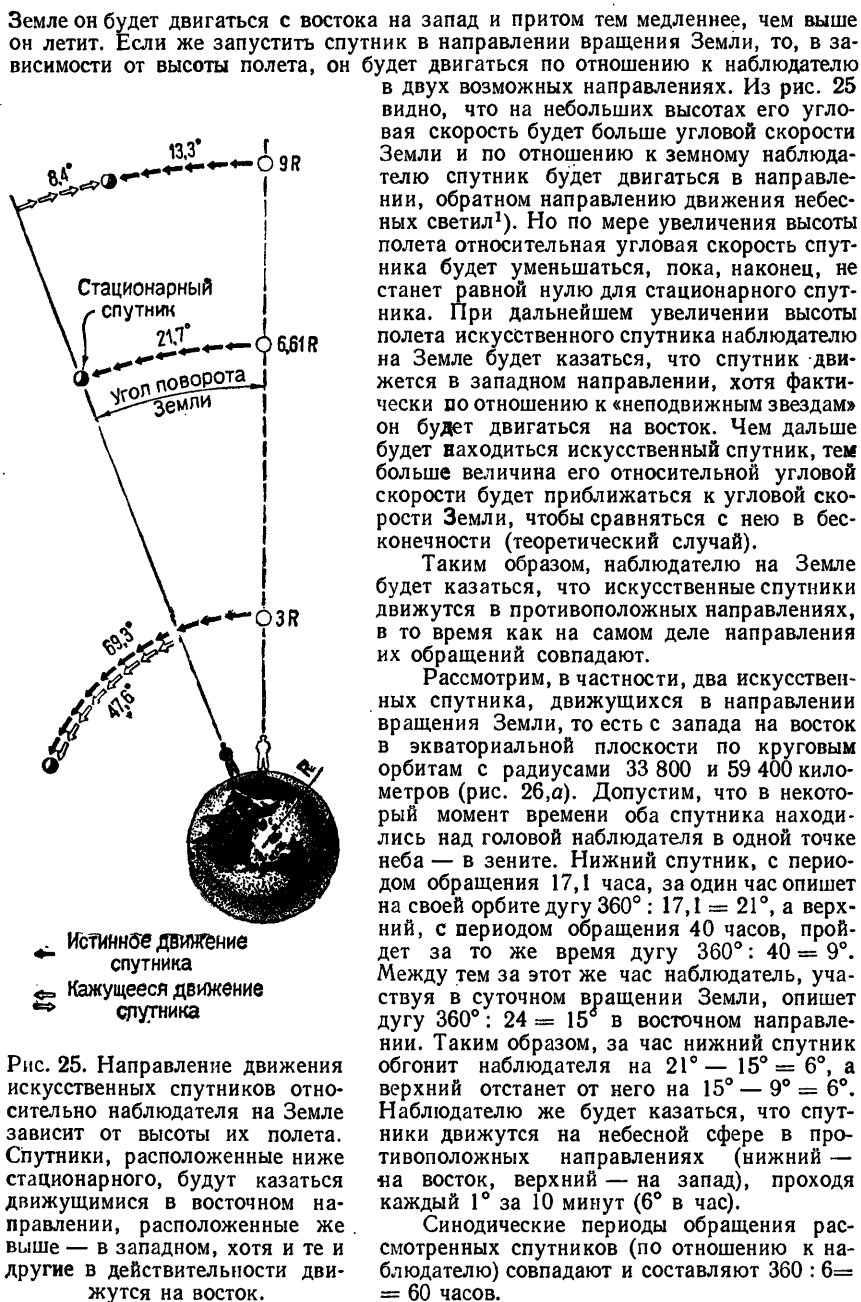
Высота искусственного спутника над горизонтом	На какой угол продвинулся спутник относительно наблюдателя за одну секунду	Отношение угловой скорости относительно наблюдателя к угловой скорости относительно центра Земли	Высота искусственного спутника над горизонтом	На какой угол продвинулся спутник относительно наблюдателя за одну секунду	Отношение угловой скорости относительно наблюдателя к угловой скорости относительно центра Земли
0°	4' 6"	1,00	50°	28'58"	7,05
10°	6'22"	1,55	60°	35'23"	8,61
20°	10'13"	2,49	70°	40'35"	9,88
30°	15'37"	3,80	80°	43'59"	10,71
40°	22' 7"	5,38	90°	45'11"	11,00

4. Кажущееся движение спутника по небосводу (с учетом вращения Земли)

Первые искусственные спутники легко будет узнать среди других блистающих на небе светил, так как в отличие от них они будут перемещаться по небу в северном, северо-восточном, восточном, юго-восточном и южном направлениях, а не на запад (или северо- и юго-запад). Это объясняется тем, что первые искусственные спутники не будут запускаться против направления вращения Земли и к тому же будут запускаться на небольшие высоты.

Со временем, когда будут применяться более мощные ракеты, окажется возможным запуск спутников и в обратном направлении, так что указанный отличительный признак искусственного спутника тогда исчезнет. Впоследствии спутники будут также запускаться на большие высоты — на десятки и сотни тысяч километров. В последнем случае скорость их движения по орбите будет сравнительно столь невелика, что даже если они и будут двигаться по отношению к звездам в направлении вращения Земли (то есть с запада на восток), то они все равно будут заметно отставать от земного наблюдателя, который вместе с Землей будет вращаться вокруг ее оси с большей угловой скоростью, чем спутники, и поэтому наблюдателю будет казаться, что спутники движутся на запад. Впрочем, строго говоря, это будет верно только для экваториальных спутников. Все же другие будут, как правило, двигаться в юго-западном или в северо-западном направлении, так что неэкваториальные спутники, обращающиеся на очень больших высотах, будут также иметь отличительный признак по сравнению с движением других небесных светил.

Если искусственный спутник будет запущен в плоскости экватора в направлении, обратном вращению нашей планеты, то по отношению к наблюдателю на



¹⁾ Интересно отметить, что подобное явление наблюдается на Марсе при движении его спутника Фобоса (конечно, по отношению к гипотетическому наблюдателю).

Не следует, однако, думать, что если два спутника представляются наблюдателю движущимися в противоположные стороны с одинаковыми угловыми скоростями (то есть их синодические периоды совпадают), то это обязательно должно означать, что на самом деле оба спутника обращаются по своим орбитам в одном и том же направлении. Нетрудно привести пример, когда при указанных наблюдаемых условиях движение спутников будет и в самом деле совершаться в противоположных направлениях.

Рассмотрим два экваториальных искусственных спутника, круговые орбиты которых имеют радиусы 20 400 километров и 41 200 километров (рис. 26, б). Пе-

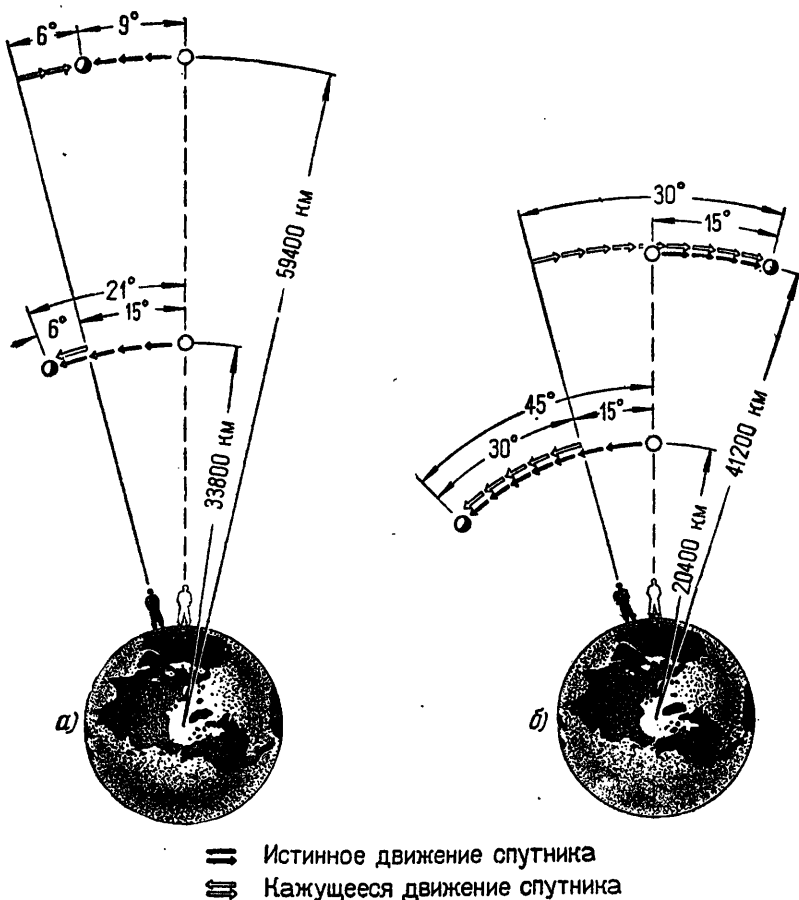


Рис. 26. В двух приведенных на рисунке случаях наблюдателю кажется, что спутники движутся в противоположных направлениях с одинаковой скоростью, хотя в действительности направления их движения в одном случае совпадают (а), а в другом — противоположны (б).

риод обращения нижнего спутника равен 8 часам, а верхнего — 24 часам. За один час нижний спутник опишет дугу $360^\circ : 8 = 45^\circ$, а верхний — дугу $360^\circ : 24 = 15^\circ$. Если спутники движутся в противоположных направлениях, как показано на рис. 26, б (нижний — на восток, верхний — на запад), то за этот час нижний спутник обгонит наблюдателя на $45^\circ - 15^\circ = 30^\circ$, а верхний отстанет

от него на $15^\circ + 15^\circ = 30^\circ$. Таким образом, спутники будут казаться наблюдателю движущимися по небосводу в противоположных направлениях, с одинаковыми угловыми скоростями и, следовательно, общим синодическим периодом, равным $360 : 30 = 12$ часам.

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, обращающийся 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 изменит направление своего движения по орбите, — это невозможно, — а потому, что если за время, отделяющее одно наблюдение от другого, Земля сделала пол-оборота, то направление прохождения спутника по небосводу изменится на противоположное.

5. 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, перемещаясь 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 растет с увеличением расстояния спутника от Земли. Если спутник, движущийся на высоте 265 километров, совершит одно обращение вокруг Земли за 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 одно обращение искусственного спутника будет совпадать 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 уже было сказано, на высоте 35 810 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 орбиты (см. стр. 115—118).

Чтобы более наглядно представить себе возможность создания «неподвижного» искусственного спутника, предположим, что на экваторе построена башня высотой в 35 810 километров. По мере подъема по этой башне возрастает (в связи с увеличением радиуса вращения вокруг земной оси) линейная скорость вращения, следова-

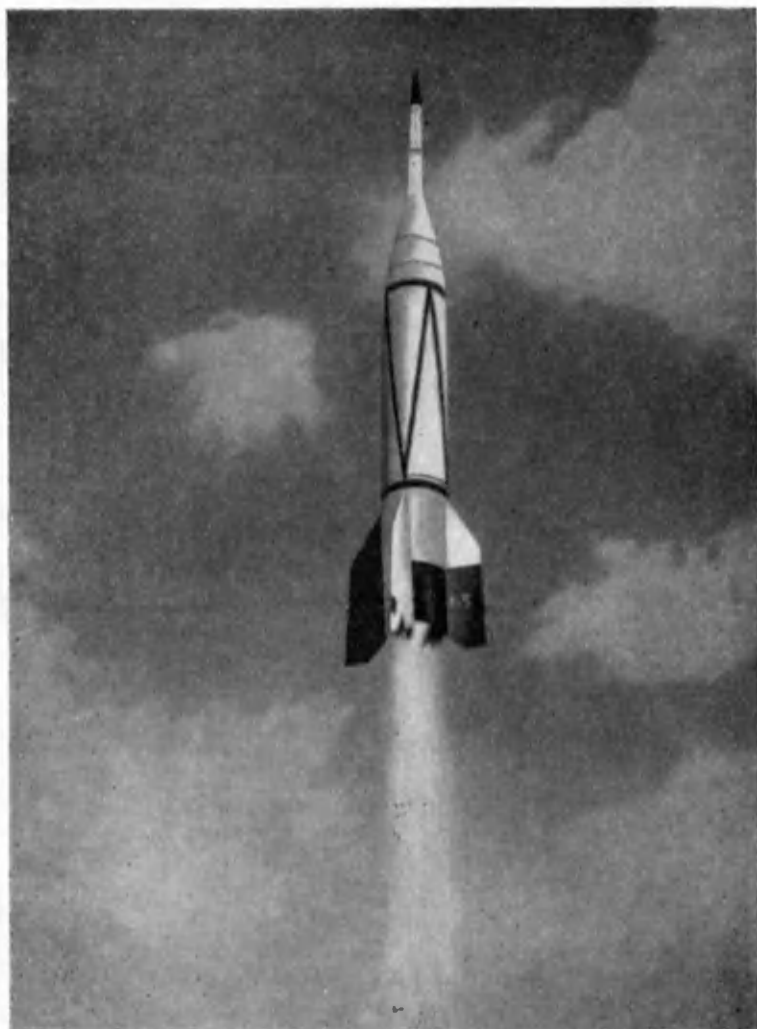


Рис. III Двухступенчатая ракета «Бампер», достигшая высоты 390 километров.

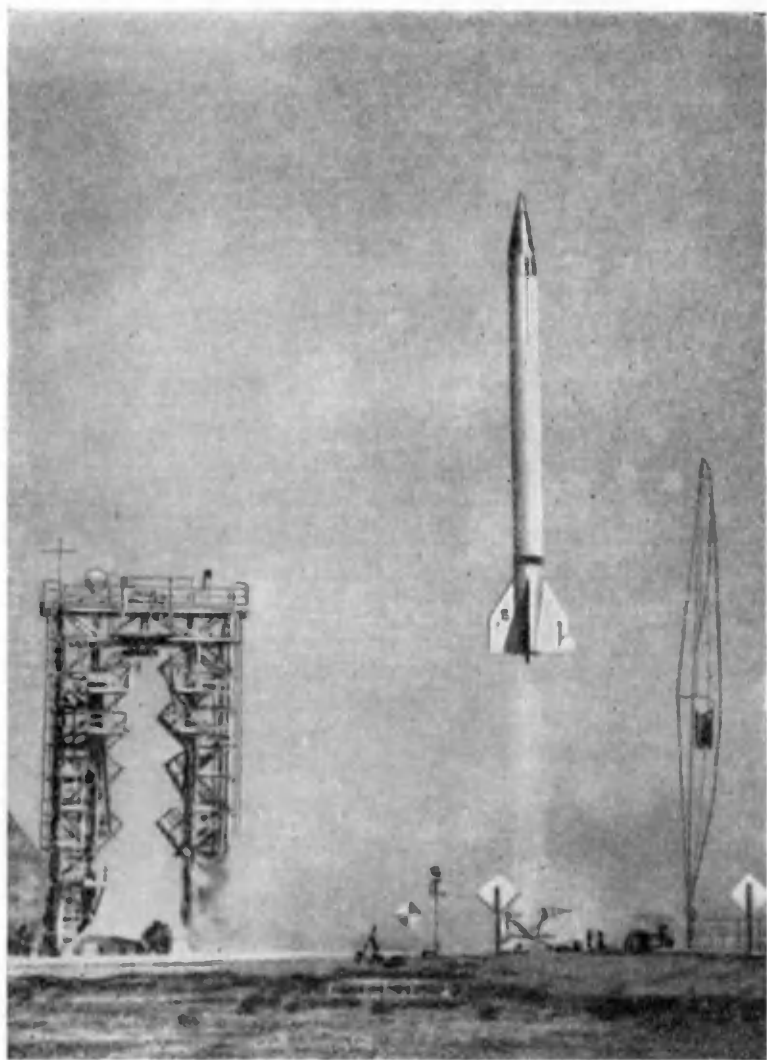


Рис. IV. Старт ракеты «Викинг» № 5, достигшей высоты 172 километра. Потолок ракеты «Викинг» № 11 составил 254 километра.



Рис. V. Ступенчатая орбитальная ракета (по проекту Гэтленда, Кюеша и Диксона).

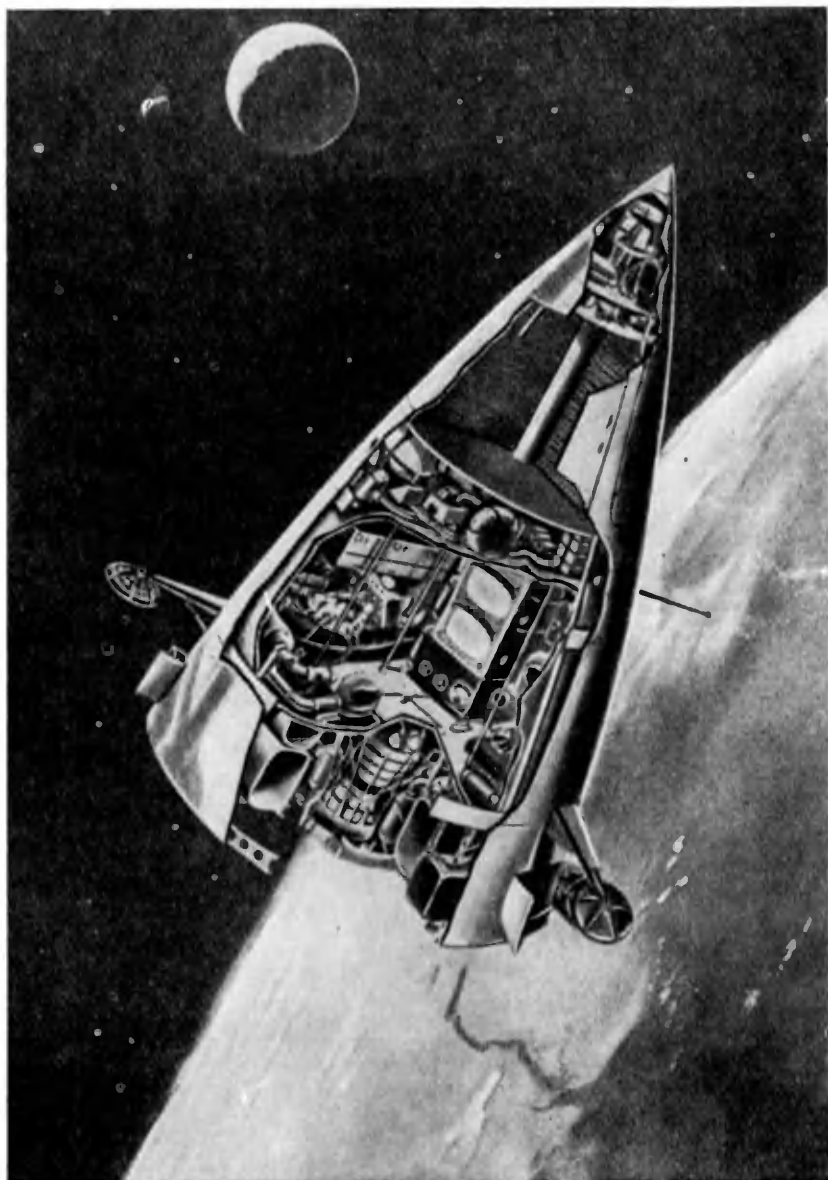


Рис. VI. Головная ступень предыдущей ракеты, предназначенная служить искусственным спутником.

тельно, постепенно возрастает и центробежная сила, 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 не упадет. Она будет вращаться вместе с Землей, оставаясь на одинаковом от нее расстоянии. Наблюдателю

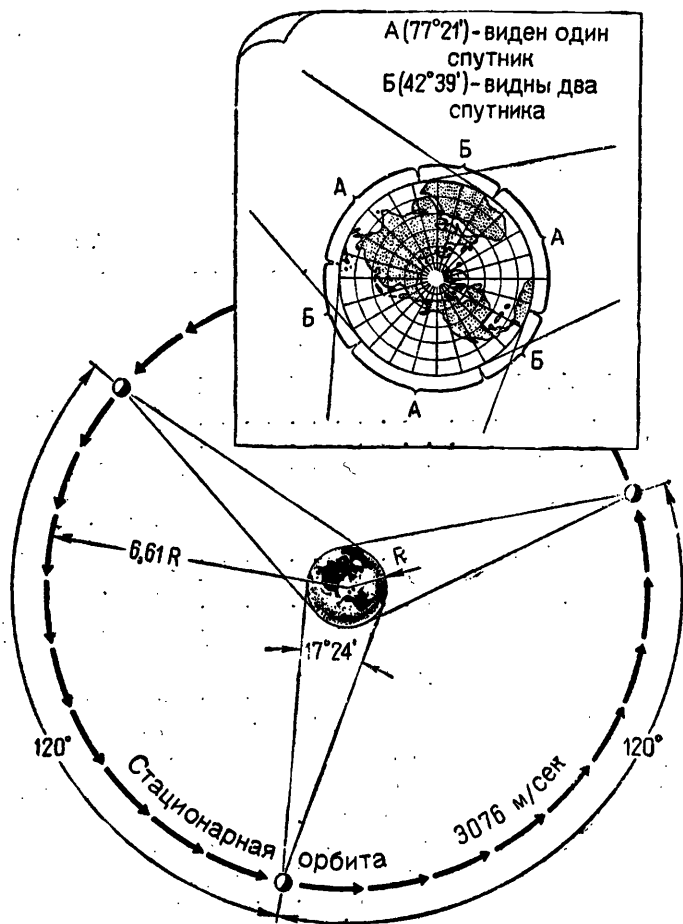


Рис. 27. Для одновременного охвата наблюдениями с помощью стационарных искусственных спутников всей окружности земного шара потребуются, по крайней мере, три таких спутника.

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

Стационарный искусственный спутник по сравнению с другими спутниками имеет ряд преимуществ. В самом деле, с борта такого спутника Земля будет казаться неподвижной, причем видимый

диаметр нашей планеты будет примерно в сорок раз больше, чем видимый с Земли диаметр Луны, а площадь видимого диска — в 1600 раз больше. Экипажу стационарного спутника легче будет связаться с Землей при помощи направленных радиоволн или световых сигналов. Перелет на стационарный спутник можно будет совершать в любое время, не дожидаясь необходимого расположения спутника относительно взлетной площадки.

Как видно из рис. 27, для охвата наблюдениями всего земного шара потребуются, по крайней мере, три стационарных спутника. Но поскольку орбита стационарного спутника может лежать только в плоскости экватора, с таких станций не будет видно полярных зон.

В таблице 16 даются основные характеристики стационарного искусственного спутника.

Т а б л и ц а 16

Основные характеристики стационарного искусственного спутника

Период обращения по отношению к Солнцу (солнечный период)	24 часа
Период обращения по отношению к небесной сфере (сидерический период)	23 часа 45 мин. 4 сек.
Расстояние от центра Земли	42 188 километров
Высота над экватором	35 810 »
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

Если орбита искусственного спутника будет находиться от центра Земли на таком же расстоянии, как и орбита стационарного спутника (42 188 километров), но в отличие от нее не будет лежать в плоскости экватора, то период обращения останется прежним, но спутник не будет виден из одной и той же точки земного шара постоянно в определенном направлении, а в разное время будет виден 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.

6. «Качающиеся» искусственные спутники

В случае экваториального искусственного спутника, следующего по эллиптической орбите, видимое земным наблюдателем движение его по небосводу может быть колебательным: с запада на восток,

с востока на запад и опять с запада на восток. Такие спутники мы будем называть *качающимися*.

На рис. 28 изображены эллиптические орбиты экваториальных искусственных спутников. Для искусственных спутников, вращающихся в первой зоне, кажущееся направление движения будет сов-

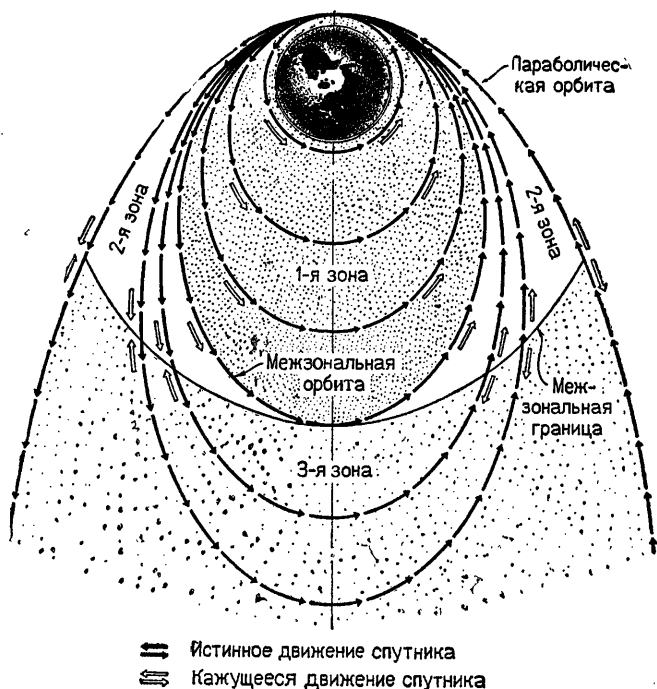


Рис. 28. Кажущееся земному наблюдателю движение экваториального искусственного спутника, следующего по эллиптической орбите, может быть колебательным: то с запада на восток, то с востока на запад и опять с запада на восток. Для искусственных спутников, вращающихся в первой зоне, кажущееся направление движения будет совпадать с действительным, так как здесь угловое движение спутника происходит быстрее, чем суточное вращение Земли вокруг своей оси. Для других спутников, проходящих частично во второй и третьей зонах, кажущееся и действительное направления будут совпадать только на части пути: когда спутник находится вблизи Земли, его угловая скорость больше, и он кажется движущимся на восток (вторая зона). Но по мере приближения к указанной на рисунке межзональной границе он постепенно замедляет движение, чтобы, достигнув ее, остановиться на мгновение и начать двигаться вспять — с востока на запад (третья зона).

падать с действительным, так как их угловая скорость больше угловой скорости вращения Земли вокруг своей оси. Для других спутников, проходящих частично во второй и третьей зонах, кажущееся и действительное направления будут совпадать только на части пути. Пока спутник находится вблизи Земли, его угловая скорость сравнительно велика и он кажется движущимся на восток (2-я

зона). Но по мере приближения спутника к указанной на рисунке межзональной границе видимое движение его по небесной сфере постепенно замедляется. В момент достижения спутником указанной границы он как бы на мгновение останавливается (угловая скорость обращается в нуль), чтобы начать затем двигаться в обратном направлении — с востока на запад (3-я зона). Последнее движение длится до тех пор, пока спутник вновь достигнет межзональной границы, и видимое направление движения изменится.

7. Периодические искусственные спутники

Можно запустить искусственный спутник так, что он будет периодически через определенное время появляться над одной и той же местностью. В этом случае за промежуток времени, в течение которого Земля делает один оборот по отношению к звездам (звездные сутки), искусственный спутник совершит полное (целое) число обращений и очутится над местностью, над которой уже пролетал на звездные сутки раньше. Такой спутник мы будем называть *периодическим искусственным спутником*.

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 одни сутки продолжительнее солнечного, а звездные сутки на 24 часа: 365,25 (суток), то есть 3 минуты короче обычных. Пролетать примерно над одной и той же местностью в одно и то же время солнечных (а не звездных!) суток, по которым мы живем, спутник может лишь по истечении одного года, когда Земля сделала целое количество обращений так по отношению к Солнцу (365), как и по отношению к звездам (366).

Если спутник будет делать в звездные сутки 16 оборотов вокруг Земли, то каждый полный оборот будет длиться 90 звездных минут. Этому количеству 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 окажется над исходной точкой на поверхности Земли.

В таблице 17 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 прежнем периоде обращения искусственного спутника его апогей будет на такое же количество километров ниже (так как большая ось орбиты должна остаться прежней).

В первой колонке таблицы 17 указано количество обращений периодического спутника вокруг Земли в течение суток. Максимальное количество обращений вокруг Земли любого искусственного спутника в течение суток не может превысить семнадцати. В самом деле, самый короткий период обращения, а именно период для нуле-

вого 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, делающий в сутки ровно семнадцать оборотов, должен был бы пересекать экватор, пролетая на высоте двух километров. Но, конечно, из-за большой плотности воздуха искусственный спутник на такой небольшой высоте неосуществим.

Таблица 17

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

Количество обращений за звездные сутки	Период обращения			Относительный радиус орбиты (относительная большая полуось) ¹⁾	Высота полета над экватором в километрах		
	час.	мин.	сек.		для круговой орбиты	для эллиптических орбит	
						наименьшая	наибольшая
17	1	24	28	1,003	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	1 568
13	1	50	38	1,196	1 252	200	2 304
12	1	59	40	1,262	1 670	200	3 140
11	2	10	33	1,337	2 150	200	4 100
10	2	23	36	1,424	2 700	200	5 200
9	2	39	34	1,528	3 370	200	6 520
8	2	59	30	1,653	4 170	200	8 140
7	3	25	9	1,807	5 150	200	10 100
6	3	59	21	2,007	6 420	200	12 640
5	4	47	13	2,261	8 040	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

Искусственный спутник можно заставить следовать по такой орбите, чтобы он, например, раз в неделю или раз в сутки в одно и то же время пролетал над Берлином и отсюда направлялся, скажем, прямо к Москве. Для небольших высот (в несколько сот километров) перелет от одной столицы до другой занял бы менее четырех минут. Заметим, что вследствие вращения Земли спутник, летящий в западном направлении, покрыл бы расстояние Москва—Берлин примерно на 15 процентов быстрее, чем спутник, летящий по той же траектории, с той же скоростью по отношению к Солнцу и звездам, но в направлении на восток. Невозможно, однако, заставить искусственный спутник пролетать ежедневно над Берлином и Москвой

¹⁾ За единицу принимается экваториальный радиус Земли.

точно в одно и то же время суток. С каждым днем появление спутника над какой-либо из этих столиц будет происходить раньше, чем в предыдущий день на те самые 3 минуты 56 секунд, о которых говорилось выше, и, таким образом, в течение года спутник будет пролетать над этими городами в самое различное время суток.

Орбита искусственного спутника может быть рассчитана и так, чтобы спутник периодически пролетал над несколькими заданными городами, например над теми же Москвой и Берлином. Пролетев над Москвой, спутник направится сначала на Северный полюс, а затем на Южный и, наконец, в берлинское небо. Такой почти кругосветный полет Москва — Берлин («почти», поскольку Берлин немного южнее Москвы) продлится 1 час 34 минуты 34 секунды. Спустя звездные сутки весь цикл облета двух столиц повторится. За звездные сутки спутник сделает ровно пятнадцать оборотов вокруг Земли. Если говорить точно, то спутник должен будет фактически летать над Москвой чуть западнее центра, а над Берлином — чуть восточнее, но разумеется, это никак не отразится на отличных условиях видимости спутника не только в названных столицах, но и в соседних городах.

Можно также «проложить пути» искусственных спутников таким образом, чтобы спутники совсем не появлялись над определенными городами и областями, хотя их орбиты и будут пересекать все параллели земного шара.

ГЛАВА III

РАКЕТА-СТАРТЕР ИСКУССТВЕННОГО СПУТНИКА

1. Принцип ракетного двигателя

Как известно, аппаратом, который оторвался от Земли и, поднявшись на сотни километров ввысь, превратился в искусственный спутник нашей планеты, явилась ракета.

Почему оказались непригодными для этой цели самолет или артиллерийский снаряд?

Как человек может ходить по земле, лишь упираясь ногами в почву, как паровоз движется, отталкиваясь колесами от рельсов, так и самолет может летать над землей, только опираясь крыльями о воздух. Каким бы мощным ни был мотор самолета, как бы ни была совершенна его конструкция, он не может подняться выше 50—60 километров. Следует, однако, заметить, что самолет может быть использован для первоначального разгона ракеты, как это предлагалось некоторыми специалистами (см. стр. 113—114, 129—130).

Непригодным оказался и артиллерийский снаряд. Допустим, что у нас имеется пушка, способная выбросить снаряд со скоростью 8 километров в секунду и больше.

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, повинуюсь законам тяготения, либо, как мы это видели раньше (стр. 17, рис. 3), 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 невозможно.

Единственным средством для получения желаемого результата оказалась 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 со временем даст возможность перебросить на искусственный спутник людей без опасности для их жизни.

Кроме того, благодаря малому ускорению скорость ракеты в плотных слоях атмосферы еще сравнительно невелика, а значит, не слишком велико и сопротивление воздуха и, следовательно, не потребуется большой затраты топлива на преодоление этого сопротивления. Кстати, и оболочка ракеты не успеет чрезмерно нагреться из-за сопротивления воздуха.

Ракета, способная развить достаточную скорость для перехода на круговую или эллиптическую орбиту, то есть способная сама превратиться в искусственный спутник Земли или выбросить спутник на определенную орбиту, называется *орбитальной ракетой*.

Ракетным двигателем называется двигатель, действие которого основано на силе реакции (противодействия) выбрасываемого из него вещества. Этим веществом являются газы, образующиеся при сгорании уносимого ракетой топлива ¹⁾. 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 струей воды, которую она выбрасывает из внутренней полости. Согласно новейшим наблюдениям морские моллюски — кальмары, — используя реактивный принцип, могут выскакивать из воды и пролетать по воздуху до 45—55 метров ²⁾.

Принцип ракетного двигателя можно показать на очень простом опыте, который легко поставить в домашних условиях. Наденем на водопроводный кран резиновую трубку. В свободный конец ее вставим согнутое под прямым углом колено. Как только мы откроем кран и вода станет вытекать из отверстия колена, резиновая трубка немедленно отклонится от своего прежнего вертикального положения в сторону, противоположную движению вытекающей струи. Чем сильнее будет струя, тем дальше отогнется трубка.

2. Скорость ракеты

В свободном пространстве ³⁾ ракета должна была бы двигаться тем быстрее, чем больше она израсходовала топлива и с чем большей скоростью извергаются из нее газы. Эту скорость, то есть скорость, которую развила бы ракета в свободном пространстве, называют *идеальной скоростью*.

¹⁾ Топливом называется совокупность горючего вещества и окислителя.

²⁾ См. Т. Хейердал, Путешествие на «Кон-Тики», глава V, «Молодая гвардия», 1956.

³⁾ Под свободным пространством мы понимаем пространство, лишенное соприкасающейся среды и удаленное от небесных тел на достаточное расстояние, чтобы можно было пренебречь силами тяготения.

Практически ракеты не движутся в свободном пространстве. Ракета всегда подвержена действию какого-либо поля тяготения, которое оказывает влияние на скорость, иногда увеличивая ее, а чаще уменьшая по сравнению с идеальной скоростью. При движении ракеты в воздухе скорость ее всегда меньше идеальной. Следовательно, для того чтобы получить желаемую расчетную скорость, следует ее запроектировать с некоторым «запасом». Только в этом случае ракета сумеет достичь намеченной цели, несмотря на потери скорости в пути. И поскольку в каждом конкретном случае ракета строится для определенной идеальной скорости, которая обуславливает все ее технические характеристики, идеальную скорость иногда называют также *характеристической скоростью*.

Идеальная скорость не зависит от порядка сжигания топлива: после использования определенного запаса топлива в ракете эта скорость окажется одной и той же, независимо от того, какими порциями сжигалось топливо, с какой скоростью оно сжигалось и какие промежутки времени отделяли последовательные периоды горения. (При этом скорость истечения газов остается постоянной, поскольку качество топлива не меняется.)

Чем больше скорость истечения газов, тем легче оказывается построить ракету, так как тем меньше должно быть отношение начальной массы ракеты к ее конечной массе. Величина этого отношения, характеризующая расход топлива, имеет очень большое значение. Она входит в формулу Циолковского, устанавливающую зависимость между идеальной скоростью ракеты и расходом топлива.

Допустим, что ракета должна развить идеальную скорость 4 километра в секунду. Если скорость истечения газов равна одному километру в секунду, то такую ракету построить невозможно, так как по формуле Циолковского отношение начальной массы ракеты к конечной в этом случае должно быть равно 55, т. е. вес «сухой» ракеты должен составлять всего около 2 процентов веса топлива! Но если скорость истечения газов увеличится до 3 километров в секунду, то согласно той же формуле рассматриваемое отношение уменьшится до 3,8, и постройка ракеты не представит больших затруднений.

Зависимость идеальной скорости ракеты от расхода топлива представлена в таблице 18. Идеальная скорость ракеты, согласно формуле Циолковского, прямо пропорциональна скорости истечения газов. Поэтому, если скорость истечения газов будет в два, три и т. д. раз больше, чем в случае, для которого составлена таблица (1000 метров в секунду), то и идеальная скорость ракеты окажется в такое же количество раз больше, чем величина, указанная в таблице.

Вообще говоря, скорость ракеты может превысить скорость истечения из нее газов. В тот момент, когда в свободном пространстве масса вытекших из ракеты газов составит 63,2 процента начального веса ракеты, скорость движения ракеты сравняется со скоростью истекающих газов, а при дальнейшей работе двигателя превысит ее. В этом заключается одно из преимуществ ракеты перед

артиллерийским снарядом, скорость которого никогда не может стать больше скорости газов, толкающих его в стволе орудия.

Таблица 18

Зависимость идеальной скорости ракеты от расхода топлива при скорости истечения газов в 1000 метров в секунду

Отношение выгоревшего топлива к начальной массе ракеты в процентах	Отношение начальной массы ракеты к конечной	Идеальная скорость в метрах ракеты в секунду	Отношение выгоревшего топлива к начальной массе ракеты в процентах	Отношение начальной массы ракеты к конечной	Идеальная скорость ракеты в метрах в секунду
50,0	2	693	87,5	8	2079
60,0	2,5	916	88,9	9	2197
66,7	3	1099	90,0	10	2303
71,4	3,5	1253	95,0	20	2996
75,0	4	1386	96,7	30	3401
77,8	4,5	1504	97,5	40	3689
80,0	5	1609	98,0	50	3912
83,3	6	1792	98,7	75	4317
85,7	7	1946	99,0	100	4605

Из выведенного Циолковским закона следует, что в то время, как отношение скорости ракеты к скорости истечения газов увеличивается в арифметической прогрессии, отношение начальной массы ракеты к ее конечной массе возрастает в геометрической прогрессии. Иначе говоря, запасы топлива, необходимые для достижения какой-либо скорости, возрастают значительно быстрее, чем сама скорость ракеты. В этом и кроется трудность получения космических скоростей.

Теоретически ракета способна подняться на значительно большую высоту, чем максимальная высота, на которую могли бы подняться продукты сгорания, если бы для их подъема была полностью использована энергия, заключенная в топливе. И в этом заключается одно из основных преимуществ ракеты.

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 содержащегося в нем топлива.

Облегчение конструкции ракеты и увеличение скорости истечения газов могло бы, по мнению специалистов, в лучшем случае увеличить максимальную скорость, развиваемую ракетами в настоящее время, на 40—50 процентов.

В обычной (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. Когда вспомогательная ракета кончает работать, она автоматически отделяется и спускается, например, на парашюте. И только тогда запускается основная ракета. Таким образом, в момент запуска основная ракета уже находится на некоторой высоте и обладает определенной скоростью, что позволяет ей подняться выше обычной (одноступенчатой) ракеты. Такая составная ракета называется *двухступенчатой*.

Составная ракета может быть 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 или ступенчатой ракеты, как правило, выше суммы потолков, которые могут быть достигнуты отдельными ступенями.

Существует ошибочное мнение, будто составная ракета тяжелее одноступенчатой ракеты, несущей тот же полезный груз, и поэтому при увеличении количества ступеней ракетного аппарата повышается его стартовый вес и снижается относительная величина полезного груза. В действительности дело обстоит как раз наоборот: при одном и том же полезном грузе ступенчатая ракета всегда имеет меньший начальный вес, чем соответствующая неступенчатая, причем этот вес уменьшается с увеличением количества ступеней.

Допустим, что мы должны сообщить скорость 6 километров в секунду одной тонне полезного груза. Если принять скорость истечения газов равной 3500 метров в секунду и считать, что вес конструкции ракеты в пять раз меньше веса уносимого топлива, то начальный вес ракеты получается равным, как показывают расчеты, 60 тоннам. Между тем, если такому же полезному грузу сообщить ту же скорость с помощью двухступенчатой ракеты, имеющей аналогичные характеристики, то стартовый вес ракеты снизится более чем в пять раз, а трехступенчатая ракета будет весить уже в шесть с лишним раз меньше. Это объясняется тем, что пассивная часть ракеты, не участвующая больше в ускоренном движении, с увеличением числа ступеней отбрасывается чаще и, следовательно, можно уменьшить запас топлива.

В большей части современных составных ракет отбрасываются не только отработавшие баки и трубопроводы, но и сами двигатели. В этом случае двигатель каждой ступени аппарата работает в течение значительно меньшего промежутка времени, чем пришлось

бы работать двигателю соответствующей одноступенчатой ракеты. Поэтому такие двигатели легче построить. Кроме того, мощность двигателя каждой последующей ступени может быть значительно меньше, чем мощность двигателя 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 стандартных типов, смонтированные в разном количестве.

Лучше всего было бы отбрасывать пассивную массу ракеты непрерывно, по мере того как она становится ненужной. Однако вполне понятно, что бак можно отбросить только после полного его опорожнения, т. е. только через более или менее длительный промежуток времени. Ракета, в которой пассивная масса могла бы отбрасываться непрерывно, в настоящее время является неосуществимой. Однако не исключена возможность постройки такой *непрерывной* ракеты в будущем. При сделанных выше предположениях ее вес был бы на 15 процентов меньше веса рассмотренной трехступенчатой ракеты.

Способ простого отделения отработавших ступеней ракеты не является наиболее экономичным. Путем некоторого усложнения конструкции можно будет эти ступени отбрасывать назад наподобие артиллерийского снаряда и использовать таким образом эффект отдачи для увеличения скорости ракеты и уменьшения расхода топлива.

Для предупреждения опасности разрушений, которые могут быть причинены на земной поверхности при падении отброшенных частей космической ракеты, необходимо производить отбрасывание над необитаемыми областями (моря, пустыни) или тормозить падение этих частей, используя сопротивление воздуха. Второй способ предпочтительнее первого, поскольку он дает возможность подобрать сброшенные ступени ракеты и после ремонта использовать их вторично.

В заключение отметим, что изобретение составной ракеты насчитывает несколько столетий. Бельгиец Жан Бови оставил нам описания и чертежи таких ракет, датированные 1591 годом. Значительно более подробное описание и чертежи были сделаны поляком Казимиром Семеновичем в 1650 году.

4. Пороховые и жидкостные ракеты

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

Пороховые ракеты не годятся для запуска орбитальной ракеты. В этих ракетах расход топлива (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.

Пороховые ракеты применялись до конца двадцатых годов нашего века. Но уже примерно тридцать лет, как большинство экспериментаторов в области реактивного движения окончательно перешло к работам с ракетами на жидком топливе. Эта проблема вследствие полной новизны и технической сложности представляла несравненно большие трудности, чем разработка пороховых ракет, но вместе с тем открывала более широкие перспективы. Правда, многочисленные попытки пуска жидкостных ракет в стратосферу долгое время оставались безуспешными: ни одна из запущенных ракет не вышла за пределы тропосферы. Тем не менее, теоретические и практические работы в этом направлении не прекращались, и постепенно все более четко стали вырисовываться огромные возможности и преимущества применения жидкостных ракет.

Сейчас усилия направлены главным образом на усовершенствование ракет, работающих на жидком топливе. 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. Вес двигателя, работающего на жидком топливе, по сравнению с весом топлива, может быть меньше, чем в пороховых ракетах, так как в первом случае большому давлению подвергается только небольшая камера сгорания, а не весь сосуд с топливом, как это имеет место в гильзе пороховой ракеты. В жидкостной ракете особенно прочной, а следовательно, и тяжелой будет только камера сгорания.

Благодаря всем этим качествам жидкостные ракеты широко применяются в современной технике.

С другой стороны, пороховые ракеты по своей конструкции значительно проще, чем жидкостные, и их сила тяги по сравнению с собственным весом очень велика. Это позволяет применять их во вспомогательных двигателях 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, а также в качестве резервной движущей силы для корректирования орбиты искусственного спутника.

Имеются также ракеты смешанного типа, работающие на твердом 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 надоб-

ности. Таким образом производится регулирование силы тяги двигателя. Горение может быть прекращено в любой момент. 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.

Вторая мировая война привела к перелому в развитии ракетного дела. Можно только сожалеть, что это развитие пошло по линии военного применения. Появились различные ракетные боевые средства. Вехами на пути развития зарубежной ракетной техники явилось создание ракет типов «Фау-2», «Бампер», «Викинг» и «Аэроби». Поэтому мы коротко остановимся на их описании и приведем их главные технические характеристики.

В 1944 году немцы применяли для варварского обстрела гражданского населения Лондона и южных районов Англии сначала реактивные «самолеты-снаряды» «Фау-1», а затем ракеты дальнего действия «Фау-2». Последние имели радиус действия, во много раз превышающий дальность полета артиллерийских снарядов; они пролетали 270—300 километров, поднимаясь при этом на высоту свыше 100 километров. Снаряд «Фау-2» имел в высоту около 14 метров, а в поперечнике — до 1,65 метра. При начальном весе в 12 тонн, из которых 8,9 тонны приходилось на топливо и 1 тонна — на взрывчатые вещества боевого заряда, снаряд «Фау-2» развивал тягу около 25 тонн в течение 65 секунд.

В послевоенные годы в США усиленно работали над усовершенствованием трофейных немецких ракет типа «Фау-2». Такие ракеты применялись для исследования высоких слоев атмосферы, для фотосъемок шаровых сегментов Земли и других исследований. При вертикальном запуске снаряды поднимались до высоты в 218 километров. После достижения ракетой потолка, приборы с записями наблюдений сбрасывались на парашюте. Сама же ракета часто из соображений безопасности взрывалась до проникновения в плотные слои атмосферы. Таким образом, отдельные необтекаемые части ракеты встречали большое сопротивление воздуха и поэтому падали на землю со сравнительно небольшой скоростью.

В одном из опытов, произведенном в США в 1949 году, одна из восьми составных двухступенчатых ракет типа «Бампер» поднялась на высоту 390 километров (рис. III). Нижняя ступень ракеты, представляющая собой вариант ракеты «Фау-2», весила 12 тонн, а головная — типа «Вак-Корпорал» — 300 килограммов, из которых только 11 килограммов приходилось на полезный груз (приборы). Высота головной части ракеты составляла около 5 метров, диаметр — 30 сантиметров. В двигателе этой ракеты в качестве топлива употреблялись анилин и азотная кислота, которые при соприкосновении в камере сгорания вступали в химическую реакцию без зажигания. Подача компонентов топлива осуществлялась сжатым азотом. Запуск хвостовой ракеты был произведен с поверхности Земли, а головной двигатель ракеты был включен на высоте 34 километра,

когда уже была приобретена скорость полета в 1,7 километра в секунду. Максимальная достигнутая скорость равнялась 2250 метров в секунду; полет продолжался 12 минут.

Ракеты «Фау-2» имели ряд недостатков: в частности, необходимость балансирования корпуса ракеты при помощи противовесов (что обременяло и без того до крайности перегруженную ракету), ломкость газовых рулей и т. д., вследствие чего в дальнейшем вместо этих ракет стали применяться в основном ракеты «Аэробы» и «Викинг».

Ракета-зонд типа «Аэробы» при вертикальном взлете способна поднять полезный груз в 60—70 килограммов на высоту свыше 120 километров. Записи приборов спускаются на парашюте или передаются по радио. Такая ракета представляет собой в основном сварную конструкцию из нержавеющей стали диаметром в 38 сантиметров и высотой в 6 метров. Двигатель ракеты работает на азотной кислоте и аналине, которые подаются в камеру сгорания под давлением сжатого гелия. В наиболее совершенных вариантах «Аэробы» отношение начальной массы ракеты к ее конечной массе было доведено до 4,62 (в других ракетах в настоящее время эта характеристическая величина значительно превзойдена).

Ракета-зонд «Викинг» по длине примерно равна «Фау-2», но ее диаметр в два раза меньше. Обе ракеты работают на одном и том же топливе (спирт с жидким кислородом), однако ракета «Викинг» значительно компактнее. При весе пустого корпуса 903 килограмма она способна поднять 3360 килограммов топлива. В конце 1952 года такая ракета поднялась на высоту 217 километров, а в мае 1954 года одиннадцатый вариант этой ракеты с начальным весом 7,5 тонны поднял более трехсот килограммов приборов на высоту 254 километра (рис. IV).

5. Конструкция двигателя

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.

Конструкция и размеры орбитальной ракеты зависят от характеристик орбиты, избранной для искусственного спутника, и от величины полезного груза, а эти параметры могут колебаться в широких пределах.

Большую часть объема ракеты, естественно, должны занимать топливные баки, 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 требуются 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, т. е. 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 обуславливают большое сопротивление при пересечении атмосферы.

Вообще материалы для постройки летательного аппарата должны быть особенно прочными и 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 дюраля — при 19, а из специальных сталей — при 20—24 километрах. Чем больше предельная длина троса, при которой он еще не обрывается, тем более пригоден материал троса для постройки многих деталей ракеты и искусственного спутника.

Некоторые материалы при низких температурах становятся прочнее; например, при температуре жидкого кислорода (-182°C) прочность дюраля увеличивается на 26 процентов, а кованой стали — на 34 процента.

В качестве примера подбора конструктивных материалов для орбитальных ракет укажем на то, что баки первой ступени американской ракеты «Авангард» изготовлены из алюминия, а второй ступени — из нержавеющей стали. Рамы двигательного отсека, а также средней ступени ракеты сделаны из алюминиевых ферм и покрыты магниевой обшивкой, скрепленной заклепками. Используется также особый вид пластмассы («Kel-F»), обладающий низкой теплопроводностью.

Более труден вопрос о подборе материала для камеры сгорания. Камера сгорания и сопло, как мы уже говорили, подвергаются одновременно действию давления и высокой температуры. Так, в современных ракетах давление газов в камере сгорания доходит до 100 атмосфер и больше, а температура до $3000-3500^{\circ}\text{C}$.

Чем больше давление в камере сгорания орбитальной ракеты, тем больше скорость истечения газов. Это, однако, не значит, что всегда оказывается выгодным увеличение этого давления. Дело

в том, что, во-первых, с увеличением давления приходится увеличивать и вес двигателя, а во-вторых, поднимается температура газов, что затрудняет отыскание огнестойких материалов для камеры сгорания и сопла. Поэтому конструкторам приходится определять пределы оптимального (наиболее выгодного) давления¹⁾.

Из известных материалов наиболее жароустойчивыми являются никелевые, кобальтовые и титановые сплавы, хромомолибденовая сталь, жаростойкие керамики, огнеупоры. В высотной ракете типа «Скапларк» (Великобритания) сопло значительно облегчено благодаря применению бакелитового асбеста. Имеются перспективы использования таких тугоплавких металлов, как молибден и вольфрам (температуры плавления равны соответственно примерно 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 до выхода на орбиту искусственного спутника будет измеряться лишь несколькими минутами.

При подаче компонентов топлива в камеру сгорания необходимо обеспечить наиболее полное их смешивание и наиболее быстрое сгорание. Смешивание производится или в особой полости (форкамере), или же непосредственно в самой камере сгорания. Для воспламенения смеси пользуются электричеством (запальная свеча) или же каким-нибудь химическим катализатором.

Подача топлива в камеру сгорания обычно осуществляется насосами, приводимыми в движение паром, полученным в парогазогенераторе при смешивании перекиси водорода и перманганата кальция или натрия. Насосы могут также приводиться в движение газовой турбиной, работающей на основных компонентах топлива. При насосной подаче топлива давление газов в камере сгорания составляет 50—60 атмосфер.

Кроме двигателей с насосной подачей топлива, имеются еще жидкостные ракетные двигатели с газобаллонной подачей. В них подача горючего и окислителя в камеру сгорания осуществляется с помощью создаваемого в топливных баках давления сжатого инертного газа (гелий, азот)²⁾.

При давлении в камере сгорания порядка 20 атмосфер первоначальное давление инертного газа (в особом баллоне) составляет

¹⁾ См. А. Штернфельд, Введение в космонавтику, М.—Л., 1937, стр. 220—223.

²⁾ Инертными мы называем здесь газы, которые не вступают в химические реакции с компонентами топлива.

примерно 250—300 атмосфер; в топливных баках оно снижается до постоянного уровня в 30—40 атмосфер.

Иногда, несмотря на турбонасосную подачу топлива, в баки горючего и окислителя все же вводится инертный газ (например, гелий) под давлением. Такая предосторожность имеет целью обеспечить первоначальный приток топлива в камеру сгорания, а также избежать возможный перерыв в притоке компонентов топлива к насосам. Газ под давлением придает бакам также необходимую жесткость. Поэтому ракета может не иметь особого остова для топливных баков, и сами баки используются в этом случае в качестве частей конструкции.

При запуске ракеты, который осуществляется, например, с помощью детонатора, взрывающегося с помощью электрического контакта, в камеру сгорания под действием собственного веса и давления инертного газа в баках сначала поступает окислитель, а затем горючее. От воспламенения горючей смеси приводится в действие датчик, открывающий клапан трубопровода перекиси водорода. В турбину начинает поступать парогаз, вследствие чего приводятся в движение насосы подачи топлива. В качестве катализатора для разложения перекиси водорода в парогазогенераторе может быть использована серебряная решетка.

Для понижения скорости вращения турбины и повышения момента на валах насосов может применяться демультипликатор. В центробежный насос жидкий кислород поступает под давлением в несколько атмосфер. Стехиометрическая ¹⁾ дозировка компонентов топлива (или программное отклонение от такой пропорции) регулируется при помощи контрольного клапана, установленного на трубопроводах подачи жидкого кислорода, в то время как горючее, после прохода через змеевик, охлаждающий стенки двигателя, свободно проходит к отверстиям камеры сгорания. В случае необходимости выключения двигателя одновременно перекрываются подачи горючего, окислителя и парогаса.

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.

В течение десятилетий инженеры и техники безуспешно добились 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, предназначенное, например, в стенке парового котла, закругленным изнутри,

¹⁾ Стехиометрия — учение о весовых соотношениях между горючим и окислителем, при которых происходит полное сгорание топлива без остатка какого-либо из его компонентов.

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 (1889 г.). 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 и решило вопрос «быть или не быть» высотной и космической ракете.

Но если для ускорения движения молекул при выходе из камеры сгорания расширяющееся сопло является необходимым, то начальное сужение насадки не является обязательным. Отличительной чертой камеры сгорания, например, английского двигателя типа «Скример» является его цилиндрическая форма. Камера непосредственно соединена с расширяющимся раструбом (соплом) (без переходного суживающегося сечения, как это имеет место во всех других известных в настоящее время ракетных двигателях). Выбор такой формы камеры сгорания был продиктован главным образом простотой системы охлаждения. Охлаждающая вода проходит сначала через рубашку камеры сгорания, а затем впрыскивается в самую камеру сгорания! От этого температура сгорания несколько снижается, но обычно не опускается ниже 3200°C . Правда, при прочих равных условиях скорость истечения газов уменьшается со снижением температуры. Но, с другой стороны, вода имеет то преимущество, что она уменьшает средний молекулярный вес продуктов сгорания, а чем меньше молекулярный вес газов, тем при прочих равных условиях больше их скорость истечения.

На первый взгляд ракетный двигатель ввиду отсутствия в нем подвижных частей (кривошипно-шатунного механизма, маховиков, передаточных механизмов) может показаться очень простой машиной, но это неверно. В ракете имеются: сложная система подачи топлива (турбонасосы для подачи горючего и окислителя); парогенератор для питания приводов насосов; распределители топлива; системы внутреннего и наружного охлаждения головки двигателя, камеры сгорания и сопла; газовые рули, работающие в раскаленной струе истекающих газов; сервомоторы, обслуживающие эти рули или другие узлы управления ракетой; система зажигания и т. д.

6. Ракетные топлива ¹⁾

Как мы уже говорили, ракеты работают на твердом или жидком топливе¹⁾, причем предпочтение отдается жидким видам топлива. Рассмотрим основные виды жидкого топлива.

Современная техника занимается главным образом вопросами 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.

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 с помощью горючего, находящегося в жидком виде при нормальной температуре. Для таких горючих упрощается конструкция баков и не приходится применять специальных мер для защиты горючего от влияния температуры наружного 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 делают также попытки применения горючих жидкостей, содержащих металл в виде металлической примеси или химического соединения («металлическое топливо»).

Как известно, атомный водород²⁾ 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 делают попытки использования атомного

¹⁾ В специальной литературе ракетное топливо часто называют проперголом.

²⁾ Частицы атомного водорода находятся в свободном состоянии в виде атомов, в то время как в обычном водороде атомы соединены попарно в молекулы.

топлива (см. стр. 87) для летательных аппаратов — ракет и самолетов. Однако эти попытки пока не увенчались успехом.

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°С в светлосинюю жидкость. Жидкий кислород на 13 процентов тяжелее воды; он затвердевает при —219°С.

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 (—112°С) не так низка, а удельный вес значительно больше, чем у кислорода (1,45 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, если содержание озона в ней меньше 25 процентов.

В последнее время все более широкое применение в качестве окислителя находит фтор. Однако он весьма ядовит и 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. С этой точки зрения менее опасны фториды кислорода, которые являются наиболее мощными окислителями после озона.

Нередко высказывается мнение, будто самую большую скорость истечения газов дает порох, но это не так: скорость истечения газов зависит не от скорости химической реакции (горения) данного состава, которая для пороха действительно очень велика, 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 ним принадлежат смеси нитрата метила с метиловым спиртом, аммиака с азотнокислым аммонием или с закисью азота и др. Естественно, что такие виды 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, вряд ли конструкторы 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 обладают 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 также 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 коррозионной активностью, то есть степенью коррозионного воздействия на стенки баков. С целью торможения этого процесса в топливо иногда вводится в качестве замедлителя коррозии добавка (вещество, прибавляемое к топливу в небольших количествах для улучшения его свойств). Следует также учитывать степень ядовитости топлива и возможность его вредного влияния на организм человека. Ассортимент ракетных топлив, в частности искусственных жидких топлив, быстро растет благодаря непрекращающимся поискам наиболее совершенного топлива.

7. Атомная ракета

Для того чтобы еще более ускорить истечение газов из ракеты, нужно перейти от обычного горючего к ядерному. Что такое ядерное горючее и каковы его преимущества?

В настоящее время физика успешно решила проблему превращения одних химических элементов в другие. Эти преобразования сопровождаются в некоторых случаях выделением атомной энергии. Вещество, выделяющее такую энергию, называют ядерным горючим. Особенностью этого горючего является то, что в малом его количестве заключена огромная энергия. Ядерное горючее вместе с жидкостью или газом называют атомным топливом¹⁾.

Хотя процесс выделения атомной энергии протекает очень быстро, он поддается управлению.

Атомная ракета, очевидно, будет действовать по следующему принципу. В небольшой сосуд, напоминающий камеру сгорания жидкостной ракеты, поступает жидкий водород или какая-нибудь другая жидкость. Атомная энергия, выделяемая в виде тепла, мгновенно нагревает водород до очень высокой температуры; при этом он переходит в газообразное состояние и под огромным давлением устремляется наружу. Струя газов будет извергаться со скоростью до нескольких десятков километров в секунду. А чем выше скорость истечения газов, тем меньше топлива требуется для осуществления орбитального полета. В этом большое преимущество атомной ракеты.

Принципиально атомная ракета ничем существенным не будет отличаться от обычных ракет. Однако ее созданию препятствует ряд технических трудностей. Так, например, нужно «укротить» сверхвысокие температуры и давления, которые возникают в атомной ракете, иначе их не выдержит ни один металл. Необходимо также принять меры для защиты людей от радиоактивных излучений, сопутствующих выделению атомной энергии.

В настоящее время в разных странах ведутся работы над осуществлением атомной ракеты.

¹⁾ Термины «ядерное горючее» и «атомное топливо» являются условными, так как выделение атомной энергии и ее передача инертному телу не представляют собой процессов обычного горения.

ГЛАВА IV

ЗАПУСК ИСКУССТВЕННОГО СПУТНИКА

1. Энергия, необходимая для подъема искусственного спутника до его орбиты

Хотя практически запуск орбитальной ракеты должен производиться только по оптимальной траектории (см. стр. 111—114), тем не менее целесообразно рассмотреть различные возможные варианты запуска даже при условии отсутствия сопротивления воздуха. Эти теоретические варианты представляют интерес потому, что они позволяют уяснить особенности запуска искусственного спутника.

Для того чтобы запустить искусственный спутник, следует выполнить два необходимых условия: поднять летательный аппарат на некоторую высоту и сообщить ему определенную скорость.

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. Благодаря свойству силы тяготения уменьшаться с высотой обратно пропорционально квадрату расстояния от центра планеты, получается огромная экономия энергии: для подъема на указанную высоту ее потребуется в 16,7 раза меньше той величины, которую дает обычный расчет, когда сила тяжести предполагается не изменяющейся с высотой.

Таким образом, энергия, которую необходимо затратить на подъем искусственного спутника до его орбиты, не пропорциональна высоте.

Допустим, что мы подняли искусственный спутник на высоту, равную радиусу Земли, и затратили для этой цели определенное количество энергии. 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 $1/3$ больше. А при каждом следующем подъеме на такую же добавочную высоту в один радиус Земли мы затратим лишь $1/6$, $1/10$, $1/15$ той работы, которая была выполнена при подъеме на высоту одного радиуса. Для удаления

же в бесконечность тела, находящегося на расстоянии 100 радиусов от центра Земли, потребуется лишь один процент той энергии, которая необходима для удаления его в бесконечность с поверхности Земли.

Математический расчет показывает, что работа, необходимая для удаления тела с поверхности планеты в бесконечность, равна работе, которую нужно было бы затратить, чтобы поднять его на высоту, равную радиусу планеты, при условии, что напряжение силы тяжести не изменяется по мере удаления тела от центра планеты. Поэтому, например, для удаления камешка весом в один грамм из поля тяготения Земли нужно произвести такую же работу, какая понадобится для подъема груза в 6,4 тонны на высоту одного метра. Половины же этой работы было бы достаточно для того, чтобы поднять тот же камешек на высоту, равную радиусу Земли.

Но для того чтобы поднять тело на определенную высоту, вовсе нет необходимости непрерывно тянуть его вверх. Можно однократно сообщить телу на поверхности Земли такую скорость, чтобы его кинетическая энергия оказалась равной работе, необходимой для подъема на заданную высоту.

Допустим, что у поверхности Земли телу сообщаются вертикальные скорости все большей и большей величины¹⁾. При этом достигнутые высоты будут возрастать еще стремительнее. Как показывает таблица 19, гамму скоростей можно подобрать таким образом, что приращение высоты будет увеличиваться, несмотря на все меньшее и меньшее приращение скорости.

Теоретически при любом методе запуска искусственного спутника и при любой траектории его перехода на орбиту количество энергии, затраченной на подъем, должно быть одним и тем же.

Таблица 19

Высоты, достигаемые в случае вертикального взлета с поверхности Земли при различных скоростях

Скорость взлета в метрах в секунду	Достигнутая высота в радиусах Земли	Приращение скорости по сравнению с предыдущей в метрах в секунду	Приращение высоты по сравнению с предыдущей в радиусах Земли	Отношение затраченной энергии к энергии, необходимой для удаления тела в бесконечность, в процентах
7 912	1	0	0	50
9 136	2	1224	1	67
10 008	4	872	2	80
10 639	9	631	5	90
11 133	99	494	90	99
11 189	Бесконечность	56	Бесконечность	100

¹⁾ Мы допускаем, что скорость сообщается ракете мгновенно, а не нарастает постепенно, как это происходит в действительности.

2. Высота запуска искусственного спутника

На какую же высоту следует запускать 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.

Какие обстоятельства должны учитываться при выборе высоты запуска искусственного спутника?

Небольшая высота полета искусственного спутника значительно облегчила бы его запуск, 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 со строго круговой орбитой ни в коем случае не может пролетать ниже 21,5 километра над полюсом; в противном случае он неизбежно должен был бы в более низких широтах погрузиться в океан или разбиться о поверхность материков вследствие сплюснутости земного шара (напомним, что полярный радиус земного шара меньше экваториального радиуса на 21,5 километра). Не обеспечивает безопасности 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 отрегулирование величины скорости не даст полной гарантии безопасности: при такой небольшой высоте полета малейшее отклонение его от горизонтального направления грозит катастрофой.

Но мы еще совершенно не учли сопротивления воздуха. Если бы спутник был 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 высотах, превышающих 200 километров, воздух настолько разрежен, что он не оказывает заметного сопротивления даже при космических скоростях, порядка 8 километров в секунду. Следовательно, описываемая спутником орбита будет некоторое время сохранять свою первоначальную форму.

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 будет постепенно уменьшаться (см. стр. 34, 257). Заметим, что даже в случае самого высокого вакуума, полученного в лабораторных условиях, при котором давление воздуха было равно 0,1 миллибара (это соответствует давлению воздуха на высоте примерно 75 километров), 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 должны в какой-то степени изменять орбиту спутника, но сомнительно, чтобы они ощущались на практике.

При выборе высоты полета искусственного спутника руководствуются с одной стороны наличием запаса энергии орбитальной ракеты, а с другой — запланированной продолжительностью жизни спутника. Запуск первого советского искусственного спутника был запланирован на высоте в несколько сот километров (как и разрабатываемые в настоящее время проекты американских спутников), хотя для достижения больших высот требуется затратить лишь немного больше энергии. Отказ на первых порах от высоко летающих искусственных спутников объясняется тем, что запуск спутника даже на минимальную высоту в несколько сот километров с необходимой точностью в скорости и ее направлении уже представляет весьма трудную задачу для современной ракетной техники.

Имеется еще одно соображение в пользу низкого расположения орбиты искусственного спутника: метеорная опасность тем меньше, чем ниже движется спутник.

Как уже говорилось, из-за сжатия Земли высота полета полюсного спутника с круговой орбитой непрерывно изменяется. Такой спутник должен пролетать над полюсами приблизительно на двадцать с лишним километров выше, чем над экватором. Но можно создать полюсный спутник, который двигался бы на некотором участке на постоянной высоте. Для этого высота, на которой спутник пролетает над одним из полюсов, например над Северным, должна быть равна высоте его полета над экватором. Тогда на участке пути экватор — Северный полюс — экватор высота движения спутника останется почти постоянной. С момента пересечения экватора во время пролетания спутника над южным полушарием высота полета спутника будет постепенно возрастать, причем спутник достигнет «потолка» над Южным полюсом, где высота будет на 40 с лишним километров больше, чем над Северным полюсом. Теоретически орбита будет представлять собой эллипс, но практически из-за весьма малого эксцентриситета, равного 0,003, орбиту спутника можно будет считать окружностью, центр которой, как и центр эллипса, лежит на оси Земли, на 21,5 километра южнее центра нашей планеты (второй фокус эллипса будет находиться еще на столько же километров южнее).

3. Влияние вращения Земли

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

Самолету, совершающему кругосветный перелет, требуется одинаковое количество горючего, как для того, чтобы облететь Землю в

направлении с востока на запад, так и для полета с запада на восток. Для него безразлично, должен ли он облететь нашу планету по экватору или по меридиану и из какого пункта должен начаться перелет (если, конечно, отвлечься от метеорологических условий и т. п.).

Иначе обстоит дело при космических полетах. Орбитальная ракета израсходует меньше топлива для запуска спутника с востока на запад, чем для запуска спутника с запада на восток; и меньше для запуска вдоль экватора в восточном направлении, чем для запуска по меридиану.

С другой стороны, для орбитальной ракеты имеет немалое значение место запуска. Рассмотрим две совершенно одинаковые ракеты, способные развить в свободном пространстве одну и ту же скорость.

Пусть первая из этих ракет запускается с определенной скоростью в Экваторе навстречу восходящему Солнцу и затем на высоте нескольких сот километров после выключения двигателя начинает обращаться вокруг Земли по круговой орбите. 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, после выключения двигателя она станет приближаться к поверхности Земли.

В чем же причина неудачи? Дело в том, что при запуске ракеты окружная скорость вращения земного шара в точке запуска складывается со скоростью орбитальной ракеты. На территории Экватора окружная скорость Земли доходит до 465 метров в секунду (на экваторе), в то время как в Исландии она не превышает 207 метров в секунду) таково ее значение на самой южной оконечности острова, расположенной на параллели $63^{\circ}23'$ северной широты).

Указанная выше нулевая круговая скорость, равная 7912 метрам в секунду, была вычислена в предположении, что Земля не вращается вокруг своей оси. Иначе говоря, эта скорость верна только для взлета с полюса. При взлете же из любой другой точки поверхности земного шара необходимо принять во внимание окружную скорость этой точки.

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 (против вращения) необходима скорость $7912 + 465 = 8377$ метров в секунду. Если же ракету, способную при взлете в западном направлении превратиться в нулевой искусственный спутник, запустить в восточном направлении, то она будет двигаться по эллиптической орбите с апогеем, находящимся на высоте свыше четырех тысяч километров.

Итак, для максимального использования вращательного движения Земли ракетодром должен быть расположен возможно ближе

к экватору. Таким образом, экваториальный искусственный спутник имеет то преимущество, что при его запуске можно полностью использовать окружную скорость вращения Земли около своей оси. Запуск искусственного спутника в прямом направлении (то есть в направлении вращения Земли) представляет собой как бы космическое плавание по течению.

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 совершить взлет со скоростью, на 14 метров в секунду большей, чем на полюсе, и в направлении, несколько отклоненном к западу от меридионального. В таблице 20 указаны скорости, которые необходимо сообщить ракете при горизонтальном взлете на уровне моря под разными углами к линии экватора для ее превращения в нулевой искусственный спутник.

Т а б л и ц а 20

Скорость, которую необходимо сообщить ракете при горизонтальном взлете под углом к экватору для ее превращения в нулевой искусственный спутник

Угол отклонения направления взлета от направления на восток	Скорость взлета в метрах в секунду	Отношение скорости взлета к нулевой круговой скорости в процентах	Угол отклонения направления взлета от направления на восток	Скорость взлета в метрах в секунду	Отношение скорости взлета к нулевой круговой скорости в процентах
0°	7447	94,1	90°	7926	100,2
30°	7513	95,0	120°	8154	103,1
60°	7690	97,2	150°	8318	105,1
88°19'	7912	100,0	180°	8377	105,9

Самая небольшая скорость потребовалась бы при запуске экваториального 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.

Полюсные спутники имеют преимущества перед другими. Их можно часто наблюдать из одной и той же точки, находящейся в полярной зоне и, кроме того, они облетают весь земной шар. Однако достижение этих преимуществ не обходится дешево, так как запуск искусственного спутника по меридиану требует для получения одной и той же орбиты несколько большей скорости, чем запуск в плоскости, наклоненной под острым углом к плоскости экватора. На сороковой параллели, например, пересекающей территории как Советского Союза, так и США, скорость точки земной поверхности составляет 350 метров в секунду. Допустим, что из некоторой точки этой параллели запускаются два идентичных спутника с помощью двух идентичных ракет. Один спутник запускается так, чтобы он пролетал над полюсами на высоте нескольких сот километров, а другой точно в восточном направлении. Расчеты показывают, что второй спутник достигнет потолка на высоте в тысячу с лишним километров выше первого. Следовательно, второй спутник двигался бы уже за пределами атмосферы и продолжительность его жизни была бы почти неограничена, в то время как первый спутник погиб бы вследствие сопротивления воздуха.

Если искусственный спутник должен служить в качестве межпланетной станции, то, естественно, следует в максимальной мере использовать скорость вращения Земли (см. стр. 279), то есть запускать спутник в направлении движения Земли, по возможности, с площадки, расположенной поближе к экватору. Для общих геофизических исследований больший интерес представляет спутник, обращающийся вокруг Земли по орбите, образующей угол в несколько десятков градусов с плоскостью экватора, как, например, второй искусственный спутник.

Как видно из таблицы 20, и в этом случае можно в некоторой степени воспользоваться вращением Земли, если только этот угол будет меньше $88^{\circ} 19'$.

4. Круговой запуск искусственного спутника

Во всех рассмотренных выше случаях допускалось, что при запуске искусственного спутника необходимая скорость сообщается ему мгновенно, а в дальнейшем полет совершается с выключенным двигателем. В действительности же нарастание скорости должно происходить постепенно и, следовательно, запуск должен иметь некоторую продолжительность. Такой случай мы ниже и рассмотрим.

Предположим, что искусственный спутник запускается на круговую орбиту на уровне моря, причем взлет осуществляется по местной горизонтали, т. е. запуск спутника производится по самой орбите. 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 потре-

буется $7912:40=197,8$ 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, выбрасывающего газы в направлении к центру Земли, ракета поддерживается на постоянной высоте (т. е. движется по окружности) до тех пор, пока благодаря одновременной работе другого, толкающего ракету в горизонтальном направлении, не будет достигнута круговая скорость. Под действием притяжения Земли за первую секунду ракета должна приобрести вертикальную скорость падения, равную 9,814 метра в секунду, которая к концу запуска увеличится в 197,8 раза, то есть достигнет 1941 метра в секунду. Работа одного из двигателей должна 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, равную $40 \times 50=200$ метрам в секунду (если нарастание скорости равно 40 метрам в секунду за секунду), поэтому если бы не было притяжения Земли, ракета из-за кривизны поверхности земного шара удалилась бы от Земли за одну первую секунду на 6 миллиметров. В результате за эту первую секунду ракета приобрела бы вертикальную скорость падения не 9814, 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 метра 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. Сила тяги этого двигателя будет, очевидно, меньше суммы сил тяги двух предыдущих двигателей (диагональ параллелограмма всегда меньше суммы двух его сторон), а между тем в конечном счете будет достигнута та же скорость.

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. 73) топлива требовалось бы в 6,23 раза больше конечного веса ракеты, а с учетом гравитационных потерь — в 6,46 раза больше.

Мы видим, что при описанном навигационном приеме кругового запуска искусственного спутника гравитационные потери будут весьма небольшими.

5. 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.

С точки зрения управления ракетой 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 соответствующая круговая скорость. Для того чтобы забросить тело (ракету, искусственный спутник) на высоту одного, полутора, двух радиусов Земли, требуются начальные скорости, равные соответственно 7912, 8667, 9136

метрам в секунду. Круговые же скорости на этих высотах соответственно равны 5595, 5004, 4568 метрам 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 $7912 + 5595 = 13\,507$; $8667 + 5004 = 13\,671$ и $9136 + 4568 = 13\,704$ метра в секунду.

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

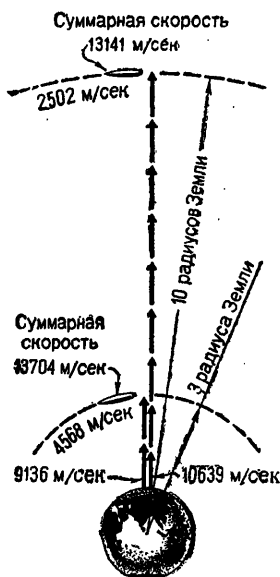


Рис. 29. Запуск искусственного спутника по прямоугольной траектории: орбитальной ракете при взлете сообщается скорость в вертикальном направлении, а на потолке — в горизонтальном. Иногда, как это показано на рисунке, может получиться, что при запуске по такому методу на большую высоту потребуются израсходовать меньше топлива.

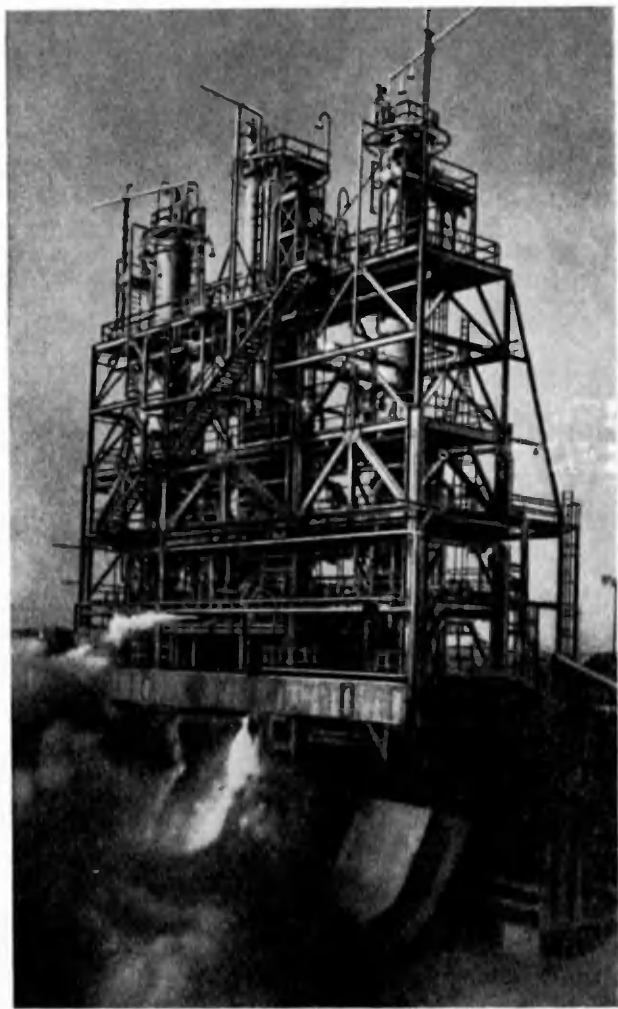


Рис. VII. Стендовое испытание второй ступени орбитальной ракеты «Авангард» (США).

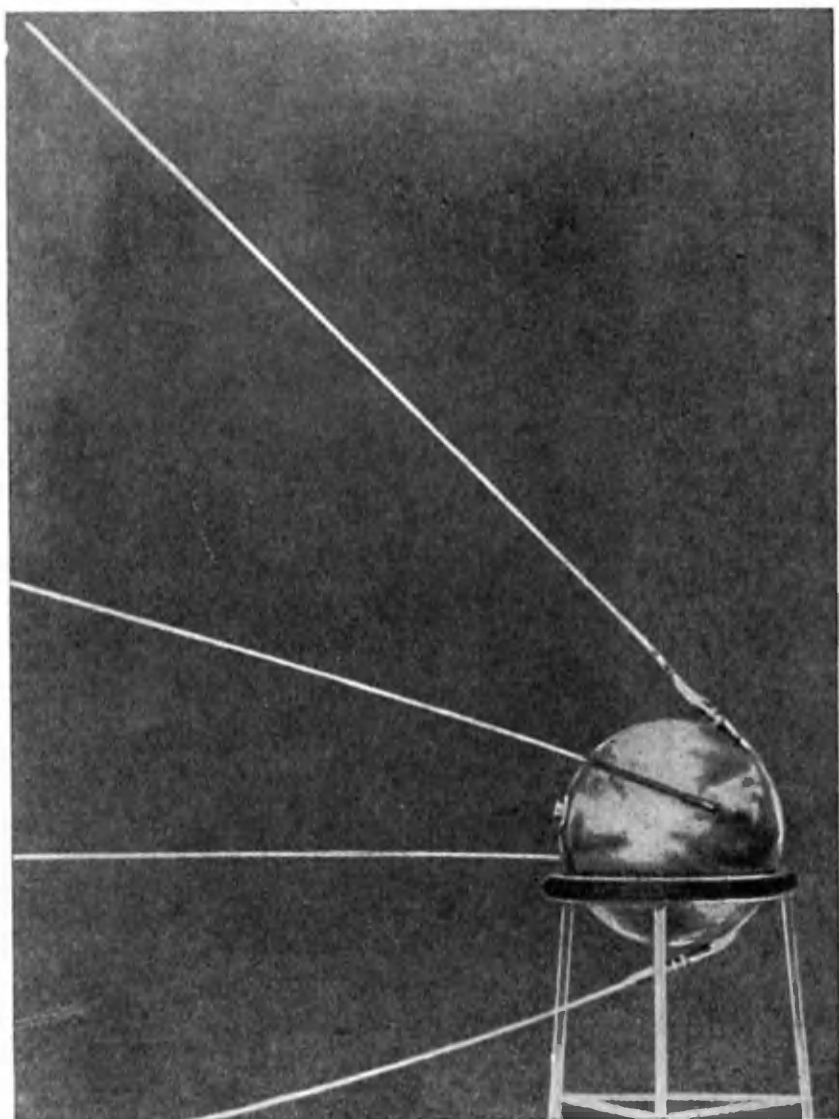


Рис. VIII. Первый советский искусственный спутник на подставке.

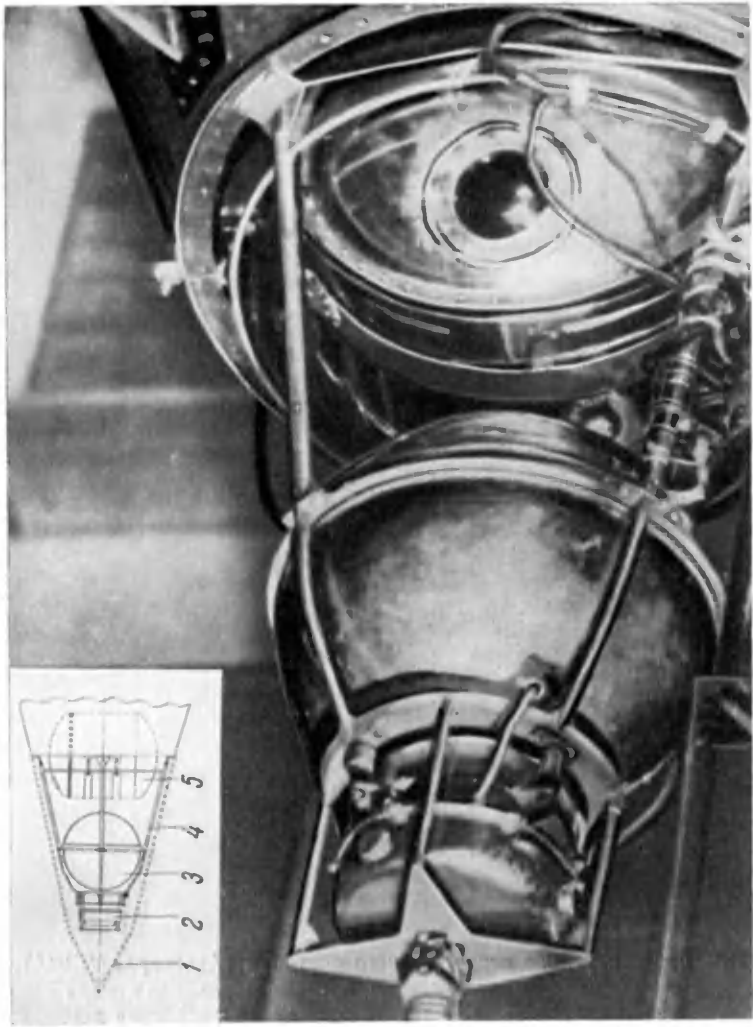


Рис. IX. Установка контейнеров с научной аппаратурой на втором советском искусственном спутнике. Схема размещения аппаратуры: 1 — защитный конус, сбрасываемый после выведения спутника на орбиту; 2 — прибор для исследования ультрафиолетового и рентгеновского излучений Солнца; 3 — сферический контейнер с аппаратурой и радиопередатчиками; 4 — силовая рама для крепления аппаратуры; 5 — герметическая кабина с подопытным животным.

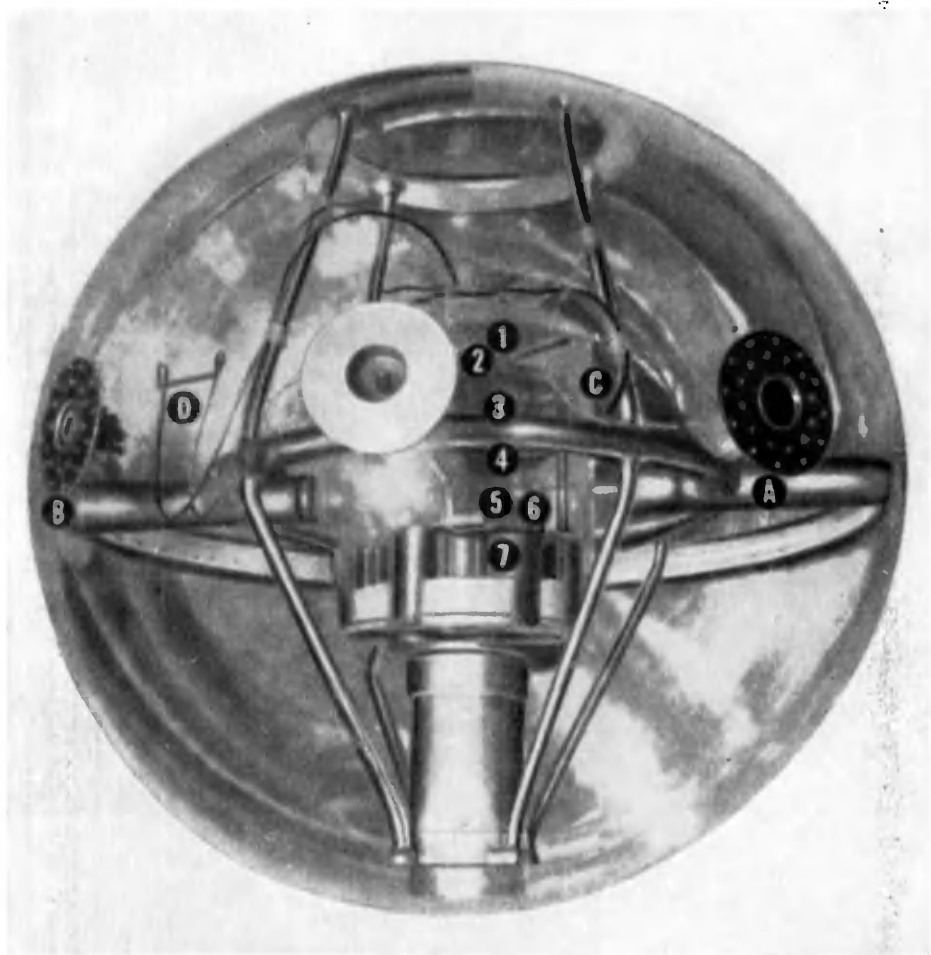


Рис. X. Модель проектируемого искусственного спутника «Авангард» (США).

A — фотоэлементы с запоминающим устройством; *B* — ионизационная камера для регистрации ультрафиолетового излучения; *C* — термисторы для определения температуры спутника; *D* — прибор для измерения эрозии, вызванной попаданием микрометеоритов; *1* — радиопередатчик; *2* — акустический усилитель треска при попадании микрометеоритов; *3* — запоминающее устройство попадания микрометеоритов; *4* — телеметрическая система; *5* — запоминающее устройство для ультрафиолетовых измерений; *6* — усилитель ультрафиолетовых измерений; *7* — ртутная батарея.

Запуск по такой траектории, которую можно назвать *прямоугольной*, выгоден не только потому, что требует самого простого управления ракетой. При таком способе взлета было бы легче всего преодолеть сопротивление воздушной оболочки Земли. Однако с точки зрения общего расхода топлива прямоугольный запуск весьма невыгоден по сравнению с другими способами запуска, рассматриваемыми далее.

Интересно отметить, что при увеличении высоты запуска искусственного спутника гравитационные потери могут уменьшиться настолько, что суммарная скорость может даже оказаться меньшей при запуске на большую высоту. Мы встречаемся здесь с одним из характерных для астронавтики парадоксов. Например, при возрастании радиуса круговой орбиты с 3 до 10 радиусов Земли необходимая суммарная скорость постепенно падает с 13 704 до 13 141 метра в секунду (рис. 29).

В таблице 21 этот парадокс подтверждается несколькими случаями, соответствующими разным высотам.

Таблица 21

Запуск кругового искусственного спутника по прямоугольной траектории

Радиус круговой орбиты в радиусах Земли	Скорость вертикального взлета с поверхности Земли в метрах в секунду	Круговая скорость в метрах в секунду	Суммарная скорость в метрах в секунду	Радиус круговой орбиты в радиусах Земли	Скорость вертикального взлета с поверхности Земли в метрах в секунду	Круговая скорость в метрах в секунду	Суммарная скорость в метрах в секунду
1,1	3374	7544	10918	7	10359	2990	13349
1,3	5375	6939	12324	10	10615	2502	13117
1,5	6460	6460	12920	15	10808	2043	12851
2	7912	5595	13570	20	10906	1769	12675
3	9136	4568	13704	30	11001	1445	12446
5	10008	3538	13546	70	11109	946	12055

6. 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 — круговой орбиты (рис. 30). В случае же перелета с одного искусственного спутника на другой каждый из концов полуэллипса должен касаться одной из двух круговых орбит.



Рис. 30. Запуск искусственного спутника по полуэллиптической траектории. Орбитальной ракете двукратно сообщается горизонтально направленная скорость: при взлете с поверхности Земли и в апогее. Иногда, как это показано на рисунке, может получиться, что при запуске по такому методу на большую высоту потребуются израсходовать меньше топлива.

При таком способе запуска, как и при рассмотренном в предыдущем пункте, также может иногда получиться, что легче забросить спутник на большую высоту, чем на более низкую.

Допустим, что мы запустили у поверхности Земли горизонтально две ракеты с начальными скоростями 10834 и 11079 метров в секунду (рис. 30). 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 увеличить свою скорость на 1321 метр в секунду, а второй — на 897 метров в секунду.

Таким образом, первая ракета должна быть способна развить суммарную скорость 12155 метров в секунду, а вторая — 11976 метров в секунду. Мы опять сталкиваемся с парадоксальным явлением, когда запуск спутника на большую высоту требует меньшей суммарной скорости.

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

Все сказанное удобно проследить по таблице 22.

Однако метод запуска по полуэллиптической траектории с самой поверхности Земли практически неосуществим, так как при горизонтальном взлете в плотных слоях атмосферы ракете пришлось бы долго бороться с сопротивлением внешней среды, что потребовало бы огромных затрат топлива.

Запуск кругового искусственного спутника по полуэллиптической траектории

Радиус круговой орбиты в радиусах Земли	Скорость взлета с поверхности Земли в метрах в секунду	Скорость при- бытия к круго- вой орбите в метрах в секунду	Круговая скорость в метрах в секунду	Суммарная скорость в метрах в секунду
1,1	8098	7362	7544	8280
1,3	8412	6471	6939	8881
1,5	8667	5778	6460	9349
2	9136	4568	5595	10163
3	9690	3230	4568	11028
5	10214	2043	3538	11710
7	10467	1495	2990	11962
10	10668	1067	2502	12104
15	10834	722	2043	12155
20	10919	546	1769	12142
30	11007	367	1445	12085
70	11110	159	946	11897

Поэтому при запуске по такому способу перигей полуэллиптической орбиты следует перенести в ионосферу, где сопротивление воздуха уже неощутимо.

Запуск искусственного спутника по полуэллиптической траектории на круговую орбиту можно также осуществить с «остановкой» на одном или нескольких искусственных спутниках, обращающихся на круговых орбитах меньших размеров (см. стр. 277). При этом ракета при старте с Земли может запастись меньшим количеством топлива, но продолжительность перелета значительно увеличивается. Необходимая суммарная скорость, сообщаемая ракете, также несколько возрастет, хотя практически будет лишь немногим больше, чем при прямом переходе на окончательную орбиту. Если, например, радиус окончательной орбиты в два раза больше радиуса Земли, то соответствующие потери будут выражаться долями процента. С возрастанием размеров окончательной круговой орбиты в случае остановки на промежуточном спутнике возрастают также потери, которые могут дойти до восьми процентов.

Метод промежуточных круговых орбит может быть применен не только для запуска спутника с Земли, но и для перелета с одного спутника на другой. В этом случае относительные потери увеличиваются в три-четыре раза.

7. Запуск искусственного спутника по баллистической эллиптической дуге

В одном из рассмотренных выше случаев взлет орбитальной ракеты осуществлялся вертикально (стр. 29), в другом — горизонтально (стр. 30). Как мы видели, каждый из этих методов запуска имеет свои преимущества и недостатки. Естественно, что компо-

миссное решение, то есть наклонный взлет, может практически дать хороший результат. При этом необходимо найти такой угол взлета, при котором горизонтальная скорость ракеты на потолке, где должен произойти ее переход на круговую орбиту, была бы возможно большей.

В основном эта задача совпадает с баллистической задачей: под каким углом следует выбросить снаряд, чтобы он достиг максимальной дальности.

Получив у поверхности Земли разгон, соответствующий указанным требованиям, ракета начнет двигаться по дуге эллипса, один из фокусов которого совпадает с центром Земли. На потолке, в апогее, когда скорость ракеты будет направлена параллельно поверхности Земли, двигатель будет снова включен, чтобы довести величину скорости до местной круговой (табл. 23).

Таблица 23

Запуск искусственного спутника по баллистической эллиптической дуге

Угол взлета в градусах	Центральный угол баллистической кри- вой ¹⁾ в градусах	Высота запуска искусственного спутника в километрах	Скорость отлета с поверхности Земли в метрах в секунду	Скорость прибытия на круговую орбиту в метрах в секунду	Круговая скорость в метрах в секунду	Добавочная ско- рость на круговой орбите в метрах в секунду	Суммарная ско- рость запуска спутника в метрах в секунду	Продолжи- тельность перелета на круговую орбиту	
								мин.	сек.
40	10	505	4304	3055	7617	4562	8866	6	14
35	20	898	5649	4056	7408	3352	9001	9	34
30	30	1167	6460	4729	7274	2545	9005	12	27
25	40	1304	6993	5267	7209	1942	8941	14	59
22,5	45	1321	7201	5512	7202	1690	8891	16	7
20	50	1304	7369	5747	7209	1460	8829	17	8
15	60	1167	7623	6224	7274	1050	8673	18	51
10	70	898	7788	6723	7408	685	8473	20	6
5	80	505	7882	7275	7617	342	8224	20	51

Как показывает расчет при запуске орбитальной ракеты под оптимальным углом, этот способ позволяет забросить искусственный спутник на эллиптическую орбиту с перигеем, не выше 1321 километра. Такой высоты вполне достаточно, так как даже на меньших высотах сопротивление воздуха практически не будет давать себя знать.

При запуске искусственного спутника по баллистической эллиптической дуге на высоту, меньшую максимальной, взлет может совершаться под одним из двух возможных углов (рис. 31).

¹⁾ Угол между двумя прямыми, соединяющими центр Земли с началом и концом баллистической дуги.

В случае взлета под меньшим углом суммарная скорость не более чем на 3,8 процента больше суммарной скорости при запуске по полуэллипсу и в то же время метод запуска по баллистической дуге более безопасен, так как при запуске по полуэллипсу, когда взлет совершается горизонтально, малейшая потеря скорости связана с падением ракеты. При меньшем угле требуется и меньшая суммарная скорость, если не принимать во внимание сопротивление воздуха. Такой случай может иметь место при запуске искусственных спутников с небесных тел, лишенных атмосферы, например, с Луны или Меркурия.

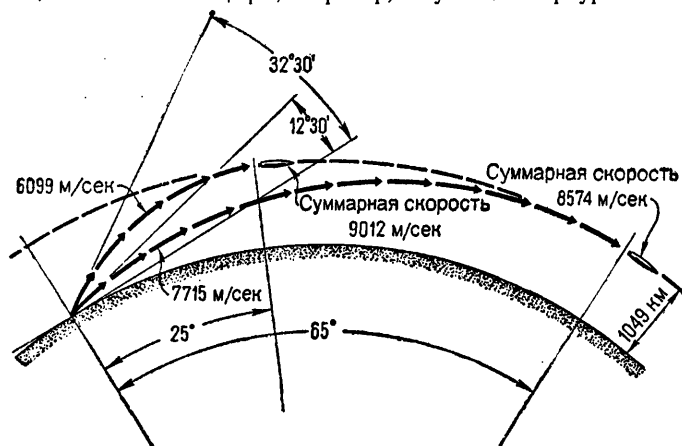


Рис. 31. Запуск искусственного спутника по баллистической эллиптической дуге: орбитальной ракете при взлете сообщается скорость в направлении под углом к горизонту, а на потолке — в горизонтальном направлении. Как видно из рисунка, взлет на одну и ту же высоту может совершиться под одним из двух возможных углов.

Под большим углом может оказаться выгоднее взлетать с небесных тел, окруженных атмосферой, в частности с Земли, так как при этом ракета должна будет преодолевать сопротивление воздуха на более коротком участке пути. Правда, по сравнению с запуском в пустоте по полуэллипсу потери при запуске под большим углом по баллистической дуге могут возрасти до 8,2 процента. Но потери, вызванные сопротивлением воздуха при взлете под малым углом, так велики, что при учете влияния атмосферы оказывается более выгодным запускать спутник по баллистической дуге с большим углом взлета.

Резюмируя высказанные здесь соображения, мы приходим к следующему выводу. 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. Так как при запуске искусственного спутника Земли ракета должна пересечь земную атмосферу, т. е. лететь в сопротивляющейся среде, то практически запуск по баллистической эллиптической дуге более выгоден, чем по другим траекториям.

8. Запуск искусственного спутника по обходной траектории¹⁾

Если спросить любого человека, целесообразно ли с точки зрения экономии топлива лететь на самолете 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

¹⁾ Предложено автором в 1954 г.

в два с лишним раза дальше от Москвы, чем Лондон. Ясно, что такой обходной перелет связан с громадной ненужной затратой топлива. Совсем по-иному обстоит дело в астронавтике, в частности, при полете с Земли на искусственный спутник (или запуске спутника). В ряде случаев при полете на круговую орбиту по особой траектории, которую мы будем называть *обходной* (рис. 32), суммарная скорость получается меньшей, чем в случае следования по полуэллиптической переходной траектории.

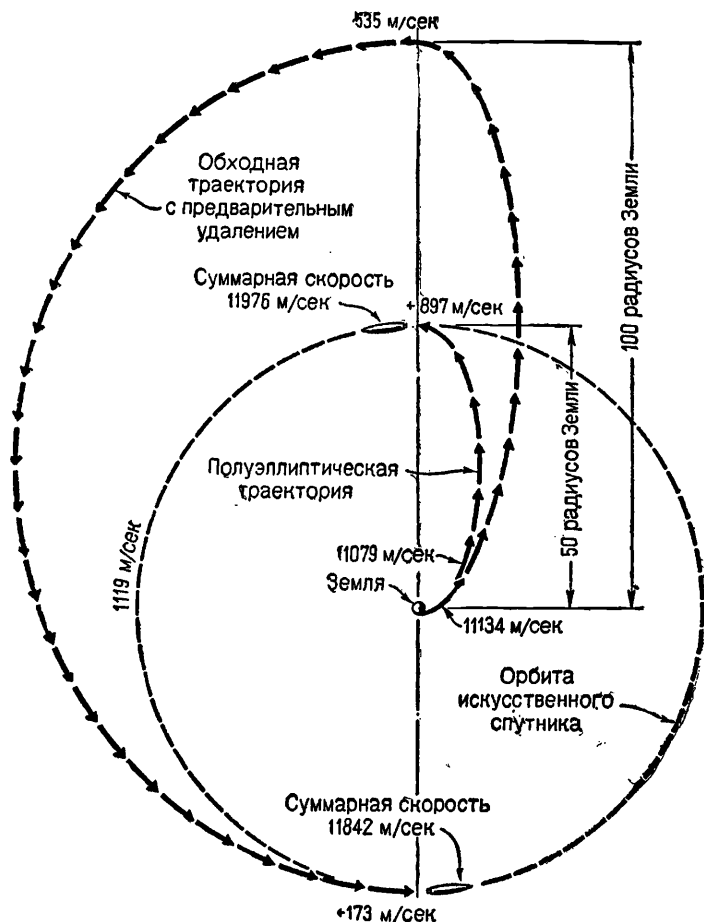


Рис. 32. Иногда астронавты вынуждены будут лететь на искусственный спутник не по более короткому пути — по полуэллипсу, а по более длинному — по обходной траектории с предварительным удалением, экономя топливо, но проигрывая во времени.

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

няться по полуэллиптической кривой сначала на высоту, например, в два раза превышающую расстояние от Земли до искусственного спутника. Когда ракета достигнет наивысшей точки, astronautы снова включат двигатель, чтобы направить ракету к искусственному спутнику по новой полуэллиптической траектории. После достижения орбиты спутника придется затормозить ракету — уменьшить ее скорость на 173 метра в секунду.

Этот путь, при котором ракета описывает нечто вроде незаконченной «мертвой петли», будет немного 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 короткие промежутки времени.

Можно представить себе случай, когда такой обходный маршрут — «астронавтическая петля» — выручит экипаж, который, поднимаясь по полуэллипсу, перерасходовал топливо и поэтому не может перевести свой корабль на круговую орбиту спутника. В этом случае пилот может сообщить ракете дополнительный разгон, и ракета пересечет орбиту спутника, продолжая подниматься вверх. Затем, уменьшив в апогее с помощью двигателя скорость корабля, экипаж возвратится к спутнику по новой полуэллиптической траектории. На такой перелет, правда, уйдет больше времени, но будет затрачено меньше топлива, и экипаж все же сможет достигнуть намеченной цели. Если радиус круговой орбиты искусственного спутника больше 11,9 радиуса Земли, то его запуск по описанной здесь обходной траектории требует меньшей суммарной скорости, чем запуск по полуэллипсу. Для определенной величины круговой орбиты сообщенная ракете суммарная скорость будет тем меньше, чем больше максимальное расстояние обходной траектории.

Выигрыш суммарной скорости при обходной траектории запуска по сравнению с запуском по полуэллипсу теоретически может достигать 8 процентов. Выигрыш в топливе будет немногим больше.

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

Обходная траектория может пригодиться не только для перелета с Земли на искусственный спутник, но также и для перехода с одного спутника на другой, более отдаленный.

9. 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. 15). На высоте, равной половине радиуса Земли, кинетическая энергия искусственного спутника равна его потенциальной энергии. Для искусственного спутника, запущенного на орбиту Луны, потенциальная энергия превышала бы кинетическую энергию почти в сто раз.

Таблица 24

**Кинетическая, потенциальная и общая механическая энергия
искусственного спутника**

Радиус орбиты спутника в ра- диусах цент- рального тела	Кинетическая энергия спутника ¹⁾	Потенциаль- ная энергия спутника ¹⁾	Общая меха- ническая энергия спутника ¹⁾	Отношение кинетической энергии к по- тенциальной
1	1,000	0	1,000	1:0
1,1	0,909	0,182	1,091	1:0,2
1,3	0,769	0,462	1,231	1:0,6
1,5	0,667	0,667	1,333	1:1
1,7	0,558	0,824	1,412	1:1,4
2	0,500	1,000	1,500	1:2
2,5	0,400	1,200	1,600	1:3
4	0,250	1,500	1,750	1:6
7	0,143	1,714	1,857	1:12
10	0,100	1,800	1,900	1:18
30	0,033	1,933	1,667	1:58
50	0,020	1,960	1,980	1:98

В таблице 24 показано, как кинетическая энергия искусственного спутника уменьшается с высотой и одновременно с этим увеличивается ее потенциальная энергия. В качестве единицы измерений принята механическая энергия нулевого искусственного спутника. Как видно из таблицы, потенциальная энергия спутника возрастает значительно быстрее, чем уменьшается его кинетическая энергия, и поэтому, как только что об этом и говорилось, полная механическая энергия спутника увеличивается с высотой его движения.

Теоретически, при отсутствии потерь, для запуска искусственного спутника на некоторую высоту достаточно сообщить ракете у поверхности Земли такую скорость, чтобы ее кинетическая энергия в этот момент была равна общей механической энергии спутника на проектируемой высоте²⁾. Величина этой скорости показывает границу, ниже которой не может быть значение суммарной скорости, необходимой для запуска спутника на данную высоту, какова бы ни была траектория запуска. Эта минимальная скорость увеличивается с

¹⁾ За единицу принята энергия нулевого искусственного спутника.

²⁾ Энергия, которая расходуется при запуске искусственного спутника, сравнительно невелика. Это станет более наглядным, если мы сравним эту энергию с работой, развиваемой двигателем самолета. Самолет может иметь полетный вес порядка трех килограммов на лошадиную силу развиваемой мотором мощности. В течение пятидесяти часов его моторы вырабатывают столько энергии, что если бы она целиком использовалась только для наращивания скорости летательного аппарата, то ее было бы достаточно для того, чтобы сообщить самолету нулевую круговую скорость (если не принимать во внимание веса израсходованного топлива).

увеличением высоты орбиты, ибо при этом, как мы знаем, увеличивается общая механическая энергия спутника.

Во всех рассмотренных в предыдущих 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, другой конец которого прикреплен к Земле. Длина каната равна высоте, на которой будет летать орбитальная ракета (рис. 33). Ракета запускается вертикально с минимальной ско-

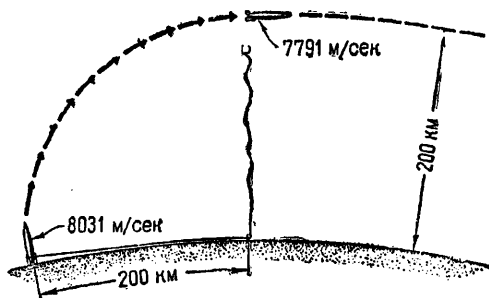


Рис. 33. При кордовом запуске искусственного спутника (теоретический случай) расход топлива получился бы наименьшим. Необходимую скорость следовало бы сообщить ракете в один прием у самой поверхности Земли; далее ракета полетит по кривой при выключенном двигателе.

ростью, теоретически достаточной для превращения ракеты 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 скорость ракеты будет направлена горизонтально, величина ее будет равна расчетной круговой скорости на данной высоте. В это время канат отцепится от ракеты и она начнет обращаться вокруг Земли по круговой орбите¹⁾.

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 разогнать ее у поверхности Земли до скорости 8031 метр в секунду. Если двигатель ракеты выбрасывает газы со скоростью 2,5 километра в секунду, то согласно формуле Циолковского количество топлива должно превысить в 19,4 раза вес пустой одноступенчатой ракеты.

¹⁾ Возможно и обратное рассуждение. 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.

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.

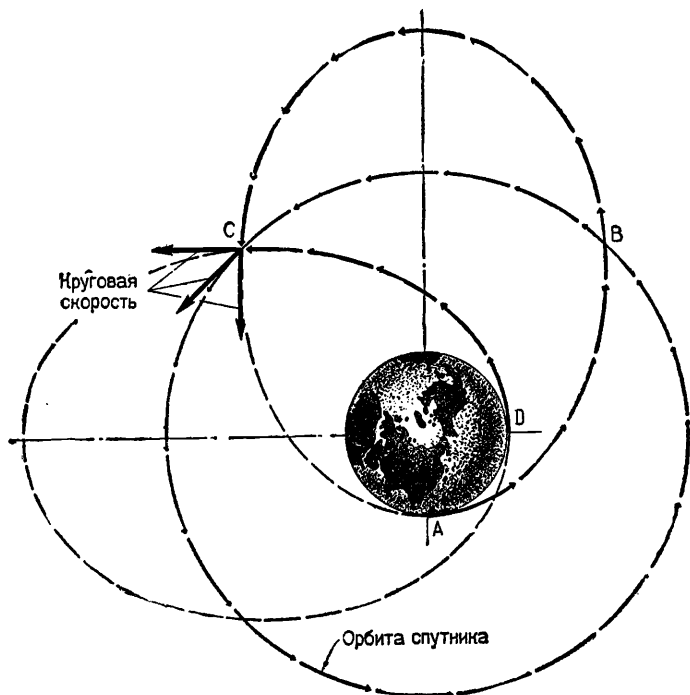


Рис. 34. При сцеплении без энергетических потерь в точке С двух тел, вылетевших из точек А и D поверхности Земли, эти тела начнут двигаться по круговой орбите, если скорость взлета была теоретически минимальной.

Изложенный способ запуска искусственного спутника имеет, конечно, 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 запуска искусственного спутника (или для достижения его) на определенной высоте, она может служить в качестве единицы при сравнении суммарных скоростей, необходимых для этого (табл. 25).

Любопытно отметить, что минимальная скорость, теоретически необходимая для запуска искусственного спутника на заданную круговую орбиту, равна скорости в перигее искусственного спутника, движущегося по эллиптической орбите, большая ось которой равна диаметру упомянутой круговой орбиты, а перигей находится у самой поверхности Земли.

Запуск искусственного спутника по круговой орбите с минимальным расходом топлива можно себе представить еще и следующим образом.

Таблица 25

**Минимальная скорость, теоретически необходимая для запуска
искусственного спутника**

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

Из точки *A* поверхности Земли выбрасывается в горизонтальном направлении по эллиптической орбите тело определенной массы (рис. 34). Согласно законам небесной механики в момент, когда тело достигнет точки *B*, являющейся концом малой оси эллипса, оно будет обладать скоростью, равной местной круговой скорости, хотя и направленной не горизонтально, а под некоторым углом к горизонту. Как же заставить тело начать двигаться по круговой орбите, проходящей через точку *B*? Для этого выбросим из точки *D* на поверхности Земли другое тело, обладающее той же массой, что и первое, с той же начальной скоростью, направленной горизонтально, и следовательно, движущееся по идентичной траектории. Выберем точку *D* так, чтобы тела встретились в точке *C* круговой орбиты. В этот момент оба тела должны обладать одинаковыми скоростями, равными местной круговой скорости. Если заставить тела сцепиться в точке *C* без потери энергии, то они приобретут общую скорость, равную также местной круговой и образующую одинаковые углы с теми скоростями, с которыми тела пришли в точку *C*. Поэтому они будут продолжать двигаться далее вместе по круговой орбите, проходящей через точки *B* и *C*.

Начальная скорость, с которой каждое из тел начинало свой путь по эллиптической траектории,— это и есть та минимальная скорость, которая теоретически необходима для запуска искусственного спутника на круговую орбиту, проходящую через точки *B* и *C*.

Заметим, что, как видно из таблицы 25, минимальная теоретическая скорость запуска искусственного спутника увеличивается с увеличением высоты орбиты ¹⁾. Суммарная же скорость при некоторых реальных траекториях запуска, как мы знаем (стр. 96—100), не всегда увеличивается с увеличением высоты.

10. Пересечение атмосферы

Если ракета взлетает более или менее вертикально, то плотность воздуха на ее пути быстро падает, вследствие чего сопротивление воздуха уменьшается. С другой стороны, сопротивление растёт

¹⁾ Это объясняется тем, что энергия, затраченная на дополнительный вертикальный подъем ракеты, превышает выигрыш энергии, получаемый в результате уменьшения орбитальной скорости с высотой.

из-за увеличения скорости ракеты при взлете. Влияние какого же фактора преобладает? Увеличивается или уменьшается в конечном счете сопротивление воздуха по мере подъема ракеты? Расчет показывает, что на первом участке пути преобладает влияние ускорения движения и сопротивление воздуха увеличивается. Но затем сопротивление среды, достигнув максимального значения, начинает падать (фактор разрежения воздуха берет верх) и постепенно сходит на нет. При некоторых упрощенных условиях можно рассчитать массу топлива, расходуемого ракетой, движущейся с постоянным ускорением, при пересечении атмосферы под любым углом к горизонту. В таблице 26 приведены соответствующие данные для разных скоростей истечения газов ¹⁾.

Т а б л и ц а 26

Расход топлива в килограммах на квадратный дециметр поперечного сечения летательного аппарата при пересечении атмосферы на ракете, движущейся с ускорением силы тяги, в четыре раза большим, чем ускорение силы тяжести на поверхности Земли

Угол взлета	Скорость истечения газов из ракеты в километрах в секунду			
	2,5	3	3,5	4
90°	1,873	1,451	1,182	0,995
80	1,925	1,491	1,213	1,022
70	2,093	1,618	1,316	1,108
60	2,430	1,870	1,518	1,276
50	3,022	2,321	1,879	1,575
40	4,142	3,159	2,535	2,127
30	6,535	4,930	3,940	3,274

Нередко утверждают, что встречаемое ракетой сопротивление воздуха пропорционально его давлению. Это неверно: сопротивление воздуха пропорционально его плотности, а плотность атмосферы вовсе не пропорциональна давлению воздуха. Например, отношение давления воздуха на высоте пяти километров к давлению на уровне моря равно 0,53, а соответствующее отношение плотностей составляет 0,60. Для высоты в десять километров соответствующие отношения равны 0,26 и 0,34.

При пересечении атмосферы обшивка ракеты сильно нагревается. Несмотря на это, явление нагрева не вызывает особых опасений, поскольку оно будет кратковременным. Некоторые авторы предлагали использовать выделяемое тепло для испарения сжиженных газов под большим давлением и последующего выталкивания их через сопло в целях ускорения движения ракеты, но выигрыш,

¹⁾ А. Штернфельд, О расходе топлива при пересечении атмосферы ракетой с постоянным ускорением, Доклады Академии наук СССР, т. 49, № 9 (1945).

полученный таким путем, был бы, по-видимому, ничтожен. Во всяком случае, для того чтобы нагрев обшивки во время взлета не превысил границы безопасности, можно будет оснастить ракету охлаждающей системой со сравнительно небольшим количеством охлаждающей жидкости.

Представление о воздействии воздуха на взлетающую космическую ракету дает нам поведение высотной ракеты, так как скорости той и другой в плотных слоях атмосферы весьма сходны; на высоте же в сотни километров скорость ракеты не имеет существенного значения как с точки зрения сопротивления среды, так и с точки зрения нагрева обложки ракеты.

Теоретические и экспериментальные данные говорят о том, что при скорости порядка 2,5 километра в секунду космическая ракета находится уже на такой высоте, где сопротивление воздуха практически не сказывается больше на скорости ракеты, ее температуре и устойчивости движения. Затраты на преодоление сопротивления воздуха космическими ракетами будут значительно меньше гравитационных потерь и составят только несколько процентов всей энергии, затраченной на разгон ракеты.

В докладе, прочитанном на II Международном астронавтическом конгрессе, Кюме (Германия) пришел к заключению, что в изучаемом им частном случае для преодоления сопротивления воздуха при взлете орбитальной ракеты придется израсходовать 8 процентов общего запаса топлива нижней ступени ракеты, весящей 500 тонн.

Во время запуска по разным траекториям скорость орбитальной ракеты в пределах атмосферы не превысит 2,5 километра в секунду. Сопротивление воздуха и аэродинамический нагрев при таких скоростях хорошо изучены.

По мнению Перкинса (США), потери в скорости, вызванные сопротивлением воздуха при запуске искусственного спутника, составляют якобы лишь немногим больше 100 метров в секунду.

Таким образом, мы видим, что, как это предполагалось ранее и подтвердилось при запуске первых советских искусственных спутников, пересечение атмосферы орбитальной ракетой не наталкивается на серьезные затруднения.

11. Общие условия запуска искусственного спутника

Каким бы ни был метод запуска спутника, на запроектированную высоту прибудет только головная часть орбитальной составной ракеты с искусственным спутником. Здесь скорость ракеты будет доведена до круговой (или эллиптической) и этот момент будет началом существования простейшего искусственного спутника. После этого сразу отпадет необходимость отбрасывать последние опорожненные баки и другие отработавшие части двигателя: они не будут больше обременять обращающегося вокруг Земли искусственного небесного тела. Если эти части даже отделить от остальной ракеты, то они не упадут на Землю, а будут продолжать

двигаться рядом с ней, обращаясь вокруг Земли по прежней орбите, как это и случилось при запуске первого искусственного спутника и его ракетой-носителем.

Вопрос о выборе траектории для запуска орбитальной ракеты или 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 большим, чем для достижения ближайших планет по правильно рассчитанной траектории.

В свободном пространстве при определенной скорости истечения газов конечная приобретенная ракетой скорость зависит, как мы знаем (стр. 73—74), исключительно от относительного количества выгоревшего топлива. Это верно также в значительной степени при взлете с межпланетной станции. Иначе обстоит дело при взлете с земной поверхности. В этом случае более интенсивное горение должно дать лучший эффект, причем активный участок ¹⁾ траектории должен быть возможно ближе к поверхности Земли.

В самом деле в поле тяготения основной закон движения ракеты (формула Циолковского) выражается иначе, чем в свободном пространстве. Это видно хотя бы из следующего. Если истечение газов будет происходить при таком режиме, когда тяга двигателя будет меньше «мгновенного» веса ракеты (вес, конечно, непрерывно уменьшается), то все топливо, очевидно, выгорит без малейшего эффекта: ракета не тронется с места (подобно тому, как вертолет не оторвется от Земли, если его винты вращаются недостаточно быстро). Если уменьшить вес топлива в ракете настолько, чтобы ракета в целом стала весить немногим меньше силы тяги, то она взлетит, но невысоко. Если еще уменьшить запас топлива, то ракета взлетит быстрее и выше. Но такое уменьшение запаса топлива на ракете не может происходить беспредельно: хотя набирание скорости в единицу времени, то есть ускорение, и будет при этом возрастать, но зато сократится время работы двигателя. Таким образом, при слишком малом запасе топлива потолок ракеты станет уменьшаться (он, естественно, обратится в нуль, если совсем не снабдить ракету топливом). И наоборот, если ракету снаряжать все большим количеством топлива, то сначала с увеличением запаса топлива ракета будет подниматься все выше, но затем вследствие ее перегруженности потолок начнет снижаться и, наконец, ракета вообще не поднимется с поверхности Земли.

¹⁾ Активный участок траектории — участок траектории, вдоль которого работает двигатель. Пассивный участок траектории — участок траектории, вдоль которого полет осуществляется при выключенном двигателе.

Иными словами, при взлете с земной поверхности увеличение относительного запаса топлива оказывается полезным лишь до известного предела.

Чем быстрее космическая ракета достигнет необходимой скорости, тем меньше потребуются топлива. В самом деле, сила притяжения Земли 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 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 $(15-10) \cdot 2 = 10$ метров в секунду, а вторая через одну секунду будет двигаться со скоростью $(30-10) \cdot 1 = 20$ метров в секунду. Если мы сравним этот результат с тем, что было в свободном пространстве, то увидим, что гравитационные потери (стр. 95) сказались меньше на ракете с большим ускорением: ей понадобится меньше топлива для достижения определенной скорости (сопротивлением воздуха мы пренебрегаем).

Таким образом, огромную экономию топлива можно было бы получить, если бы удалось разогнать ракету мгновенно до нужной скорости, а затем продолжать полет с выключенным двигателем. Но так как практически это невозможно, следует запускать ракету с максимально возможным ускорением. Величина этого ускорения ограничивается мощностью двигателя, прочностью аппаратуры, а в случае полета человека — выносливостью организма.

Из изложенного следует, что с увеличением силы тяги уменьшается расход топлива и, следовательно, упрощается конструкция орбитальной ракеты. Однако из-за этого увеличивается перегрузка, а человеческий организм не способен переносить слишком большую перегрузку. Поэтому для переброски грузов на искусственный спутник должны применяться ракеты с максимальным ускорением, а для переброски людей — со сравнительно небольшим.

12. Оптимальные траектории взлета

Во время подъема ракеты ей приходится одновременно преодолевать 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 нужный запас топлива. Но, с другой стороны, чем больше ускорение ракеты, тем больше сопротивление воз-

духа 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, но сопротивление воздуха будет больше. 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 осложняют решение вопроса о выборе наиболее выгодной траектории перелета на орбиту искусственного спутника. Как показывают расчеты, довольно экономной будет следующая траектория взлета: ракета взлетает под некоторым углом, а затем после достижения ею значительной скорости поворачивается так, чтобы тяга двигателя была направлена почти параллельно поверхности Земли. Таким образом, ракета, набирая горизонтальную скорость, продолжает подниматься по инерции до момента достижения ею круговой скорости (рис. 35).

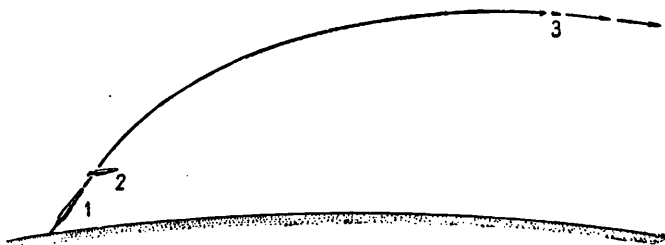


Рис. 35. Одна из возможных траекторий запуска спутника при сравнительно небольшом расходе топлива: ракета взлетает под некоторым углом (1) и после достижения ею значительной скорости поворачивается так, чтобы тяга двигателя была направлена почти параллельно поверхности Земли (2). Набирая горизонтальную скорость, ракета продолжает подниматься до момента достижения ею круговой скорости (3).

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, США). В этом случае для поднятия потолка некоторую роль играет также то обстоятельство, что ракета взлетает с более высокого уровня. Имеется, например, проект запуска трехступенчатой орбитальной ракеты со стратостата, поднявшегося на высоту 24 километра. При весе искусственного спутника в 14 килограммов, стартовый вес ракеты составит 6100 килограммов.

Диаметр стратостата с оболочкой из органической пленки составит 5,5 метра (Штелинг, США).

Иногда высотные ракеты запускаются с борта самолета в момент резкого набора им высоты. Ракета заимствует тогда некоторую скорость от разгоняющего ее самолета. Аналогичные проекты предложены для орбитальных ракет. Согласно одному из таких проектов турбореактивные и прямоточные воздушно-реактивные двигатели могут применяться для сообщения первоначального разгона орбитальной ракете при пересечении ею самых плотных слоев атмосферы. При этом рассматриваются два возможных решения. Крылатый летательный аппарат с турбореактивным двигателем поднимает орбитальную ракету на высоту 20—25 километров, где она достигает скорости порядка 2000 километров в час. Затем двигатели сбрасываются и в действие вступают прямоточные воздушно-реактивные двигатели, с помощью которых скорость доводится до 5000 километров в час на высоте 35—40 километров. С этой высоты крылатый аппарат с прямоточными двигателями спускается на Землю и в действие вступает одноступенчатая или многоступенчатая жидкостная орбитальная ракета. Согласно другому варианту орбитальная ракета устанавливается на самолете с прямоточным воздушно-реактивным двигателем, который в свою очередь монтируется на самолете-носителе с турбореактивным двигателем (Н. А. Варваров, СССР).

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 сколько-нибудь плотной атмосферы, то ускорение, вызванное работой двигателя, получится небольшим, а расход топлива огромным. Поэтому при запуске искусственного спутника активный участок траектории должен составлять не одну непрерывную дугу, а несколько дуг, разделенных пассивными участками. Например, в высотной ракете «Нике-Кейджин» после выгорания первой ступени и до зажигания второй ракета поднимается по инерции в течение короткого времени (10—20 секунд). Таким образом, ракета проникает в разреженные слои атмосферы до развития максимальной скорости. (Однако этот промежуток времени должен быть настолько короток, чтобы ракета не успела подняться слишком высоко, иначе воздушные стабилизаторы или рули не смогут больше служить.) Для трехступенчатой ракеты перерыв целесообразно устроить после выгорания второй ступени. Когда ракета достигает потолка, вступает в действие третья ступень, которая доводит скорость спутника до местной круговой скорости.

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

современной литературе, оно не лишено 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.

13. Запуск больших спутников по частям

Искусственные спутники больших размеров будут запускаться постепенно, 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.

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

Так как скорость ракеты в момент достижения круговой орбиты спутника меньше скорости самого спутника, то обе скорости могут быть сравнены только после некоторого пролета по орбите.

Интересно выяснить, в каком положении относительно спутника (впереди или позади него) должна находиться причаливающая к нему ракета. Предположим, что ракета находится позади спутника на его орбите. Тогда она должна при помощи двигателя развить большую скорость, чем скорость спутника, чтобы догнать его, а затем двигатель должен быть снова включен для торможения, чтобы скорости спутника и ракеты сравнялись. Все это потребует большого расхода топлива. Поэтому лучше будет, если ракета достигнет орбиты спутника впереди его. Однако при этом не нужно тормозить движение ракеты, как может показаться на первый взгляд. Выгоднее поступить наоборот: ускорить движение ракеты с таким расчетом, чтобы к моменту достижения ею круговой скорости она встретила со спутником.

Перелетающая на искусственный спутник орбитальная ракета должна двигаться точно в плоскости орбиты спутника. В противном случае потребуются дополнительный расход топлива для уравнивания скоростей ракеты и спутника в момент «причаливания». Поэтому нельзя перелетать с данного ракетодрома на искусственный спутник чаще, чем два раза в сутки, так как любой пункт земной поверхности только дважды в сутки проходит плоскость орбиты спутника. Время, отделяющее один взлет от другого, будет меньше 12 часов. Однако эти две траектории перелета на спутник не будут, как правило, идентичными, и одной траектории придется отдать предпочтение перед другой. Поэтому практически из определенного

пункта на один и тот же спутник будет совершаться только один перелет в сутки.

Возможны, однако, исключения. Допустим, например, что, пролетая над ракетодромом, искусственный спутник проходит через самую северную или через самую южную точку своей орбиты. Естественно, что тогда ракетодром вообще только один раз в сутки окажется в плоскости орбиты спутника. С другой стороны, число возможных перелетов может увеличиться и до шестнадцати в течение суток, если речь идет о перелетах на полюсный и экваториальный искусственные спутники. При этом перелет по идентичной траектории может быть осуществлен в течение каждого синодического периода обращения спутника.

Перелет с Земли на искусственный спутник, точно так же как и последовательный запуск ракет, из которых должен быть составлен большой искусственный спутник — сложная задача: это нечто вроде стрельбы из колеблющегося орудия по движущейся с огромной скоростью мишени. В подобных условиях находится наводчик при стрельбе из орудия с раскачиваемого морскими волнами судна. Орудие заряжено. Наводчик застыл у прицельной трубки. Вот на мгновение мелькнула в ней цель. Наводчик быстро дергает спусковой шнур: опоздай он на миг — и снаряд зароется в волны у самого борта или же, наоборот, полетит высоко в небо. В нашем случае есть, однако, некоторые особенности, облегчающие дело: точно известен путь спутника, его скорость и местонахождение в любой момент времени. Таким образом, мы можем заранее вычислить время взлета, определить траекторию ракеты на участке, вдоль которого работают двигатели, наметить программу ускорений и скоростей и в результате точно указать, в какой точке пространства должна произойти встреча ракеты со спутником.

Удобнее всего, чтобы перелет на спутник совершался всегда по одной и той же траектории. Это возможно, если спутник периодически пролетает над взлетной площадкой.

14. Корректирование траектории взлета спутника и его орбиты

Космическая ракета, в частности орбитальная, должна отличаться от обычных ракет, например, ракет, применяемых для исследования атмосферы, не только показателями высоты, дальности и скорости. Имеется еще весьма важный критерий для определения пригодности ракеты в качестве космического летательного аппарата — точность попадания в цель. При этом точность управления орбитальными ракетами должна быть гораздо больше точности управления, скажем, в мореплавании или авиации. Малейшее отклонение в скорости полета или в направлении движения недопустимо, а иногда даже чревато большой опасностью. Поэтому орбитальная ракета должна быть снаряжена запасом топлива для компенсации возможных погрешностей.

Особенно важно это для жидкостных ракет, в которых, как правило, не выгорает все топливо, и на дне баков остается некоторое количество горючего или окислителя¹⁾.

Опыт, полученный при запуске ракет типа «Викинг», дает возможность оценить запас топлива, необходимый для корректирования траектории. Эти ракеты в большинстве случаев достигали высоты, несколько превышающей среднюю предвычисленную, но все же значительно меньшей теоретической максимальной высоты (так, например, была достигнута высота 219 километров для случая, когда максимальная расчетная высота должна была составлять 354 километра). На основании этих данных Розен и Снодграсс (США) попытались выяснить, каковы были бы высоты и скорости, достигнутые тремя орбитальными составными ракетами, если бы по каким-либо причинам не было использовано 2,5 процента их топлива. Полезный груз этих ракет при стартовом весе от 4,5 до 5524 тонн предполагался от 45 килограммов до 36,5 тонны, а высоты орбит — от 322 до 1730 километров. Оказывается, что в этом случае потолок двух ракет был бы значительно ниже запланированного, а третья вовсе не смогла бы достичь круговой орбиты. Предусмотренные расчетом высота и скорость движения спутника могли бы все же 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 был увеличен 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 потолка ракеты. Допустим, например, что мы решили запустить спутник по полуэллипсу на высоту 255 километров. Для этого требуется скорость отлета 7989 метров в секунду (рис. 36). Если автопилот несколько запоздает и развитая скорость окажется на 0,23 процента больше, то ракета поднимется, как показывают расчеты, на 319 километров, то есть потолок окажется на 25 процентов выше. Иными словами, здесь высота увеличится в сто с лишним раз больше, чем скорость. 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 мень-

¹⁾ 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 обычно работают с точностью не более 2 процентов.

шее 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 необходимо увеличить скорость до 2442 метров в секунду, то есть на 11,27 процента. Для четырехкратного же снижения потолка следует уменьшить скорость до 1133 метров в секунду, то есть на 49,26 процента.

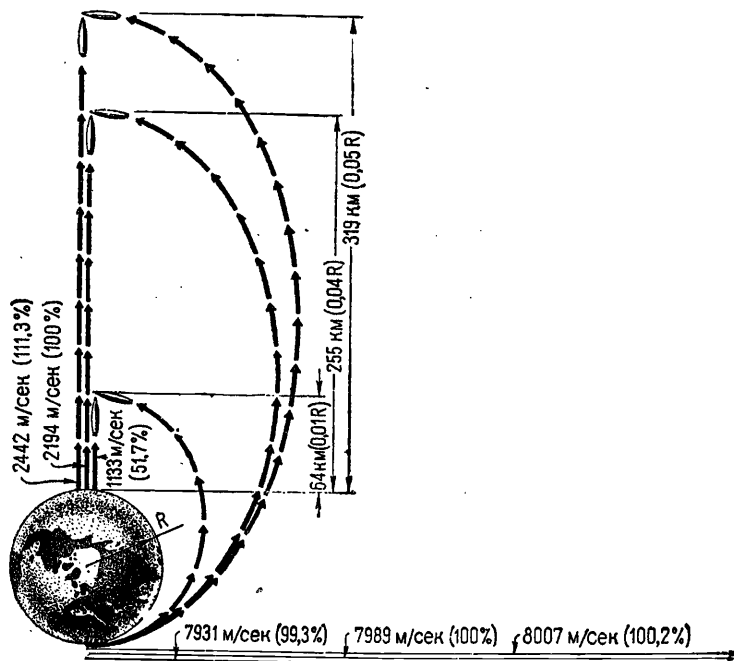


Рис. 36. При запуске по полуэллипсу минимальные отклонения в начальной скорости орбитальной ракеты влекут за собой огромные различия в достигнутых потолках. Вертикальный метод запуска не имеет этих недостатков, так как в этом случае только значительные отклонения от расчетной скорости могут повлечь за собой изменения высоты, равные предыдущим. (На рисунке размеры Земли преуменьшены.)

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 с Земли, но в равной мере и в момент ее перехода на запроектированную 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 намечавшейся круговой, что может привести к последующему падению спутника на поверхность Земли. Искусственному спутнику, запущенному 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 в скорости увеличивается до 145 метров в секунду. С дальнейшим увеличением высоты запуска допустимое отклонение скорости увеличивается, но лишь до определенного предела, а именно до 1500 метров в секунду для искусственных спутников, летящих на высоте около 35 000 километров. Для спутников, летающих на высоте 6—7 тысяч километров выше или ниже указанного расстояния, эта величина уменьшается всего на один процент. На еще больших расстояниях от Земли это допустимое отклонение в скорости, влекущее за собой падение спутника на поверхность Земли, постепенно снижается, стремясь к нулю (табл. 27).

Таблица 27

Максимально допустимые потери скорости «кругового» искусственного спутника в предположении отсутствия атмосферы

Радиус круговой орбиты искусственного спутника в радиусах Земли	Потеря скорости, при которой «круговой» искусственный спутник упадет обратно на Землю, в метрах в секунду	Радиус круговой орбиты искусственного спутника в радиусах Земли	Потеря скорости, при которой «круговой» искусственный спутник упадет обратно на Землю, в метрах в секунду
1,1	182	6	1503
1,2	336	10	1435
1,3	468	20	1223
1,5	682	30	1078
2	1027	40	975
3	1338	50	897
4	1454	70	787

Сказанное 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 даже спутник не сгорит и пересечет всю атмосферу в сохранности, то при последующем падении на Землю он врежется в почву, как метеорит.

Как мы видим, обеспечение устойчивости движения искусственного спутника представляет собой одну из самых трудных задач. Особенно неустойчивым будет движение спутников, орбиты которых расположены вблизи земной поверхности.

Приведенные соображения красноречиво говорят также 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, свидетельствует также и о высоком уровне советской ракетной техники при запуске искусственных спутников.

Любопытно, 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. Однако такая погрешность повлечет за собой изменение расположения апогея и перигея, высоты которых смогут изменяться в широких пределах.

Указанные выше отклонения скорости запускаемого искусственного спутника от расчетной, безусловно, должны корректироваться, так как они угрожают самому его существованию. В частности, во время движения ракеты на активном участке траектории автопилот должен постоянно корректировать углы рыскания, тангажа и крена ракеты. Поясним, что «рысканием» называют периодические угловые отклонения ракеты попеременно влево и вправо от основного направления движения. «Тангажом» и «креном» называют, как и в морском деле, килевую качку и боковой наклон ракеты около ее продольной оси. Соответствующие углы отклонения, характеризующие упомянутые движения, постоянно измеряются при помощи системы гироскопов, которая и передает корректирующему механизму электрические импульсы, пропорциональные величинам отклонений.

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, 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 тяготений: Земли, Луны и Солнца. Например, в точке, находящейся на равном расстоянии 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 колебательных движениях спутника около его теоретической (согласно законам Кеплера) орбиты. Такое же влияние на движение спутника будут оказывать горные массивы. Несомненно, будут давать себя знать также пролет над берегами океанов (поскольку плотность земли значительно больше плотности воды) и полет над более плотными участками земной коры, так как эти факторы в какой-то мере изменяют характер поля тяготения Земли.

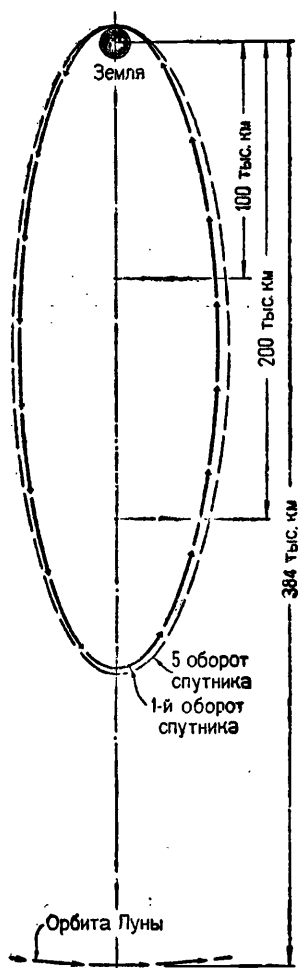


Рис. 37. Изменение формы вытянутой эллиптической орбиты под влиянием лунных возмущений (В. А. Егоров, СССР). На рисунке показано, как изменяется орбита спутника после 5 обращений.

На орбиту низко летящего искусственного спутника сжатие Земли окажет значительно большее возмущающее действие, 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 (см. стр. 37).

В случае очень растянутой эллиптической орбиты становится весьма заметным возмущающее влияние Луны, особенно после некоторого количества оборотов искусственного спутника. На рис. 37 показано, как изменяется после пяти оборотов эллиптическая орбита с перигеем на высоте 200 километров и апогеем на расстоянии около 260 тысяч километров от центра Земли. Эти исследования были проведены В. А. Егоровым в Математическом институте Академии наук СССР с применением быстродействующей цифровой электронной машины.

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 (см. стр. 245—247). 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 истечения 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.

При запуске искусственных спутников (как и при перелете на спутник) корректирование может оказаться необходимым и в том случае, когда на предусмотренной высоте будет достигнута расчетная скорость (по величине и направлению), но в конце последнего активного участка орбитальная ракета окажется впереди или позади нацеливаемого спутника. На Земле автомобилист для встречи с движущейся за ним машиной замедлил бы свое движение. Астронавт же должен в этом случае ускорить свое движение с таким расчетом, чтобы орбита ракеты стала длиннее орбиты спутника (рис. 38) и чтобы встреча со спутником произошла после одного оборота. Если бы ракета оказалась позади спутника, следовало бы «корректирующий круг» сделать короче орбиты спутника.

Возмущения траектории искусственного спутника, которые должны вызываться приливами и отливами, искажающими форму земного шара, по-видимому, будут заглушаться тормозящим действием сопротивления воздуха и влиянием магнитного поля Земли.

В очень высоких слоях атмосферы давление солнечного света на искусственный спутник может в определенных условиях быть сильнее встречаемого им сопротивления воздуха. По мнению неко-

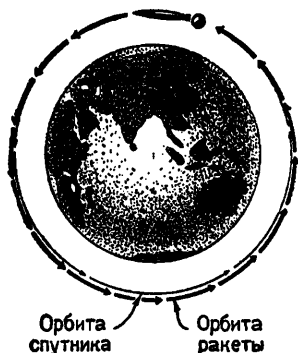


Рис. 38. Если перелетающая на искусственный спутник орбитальная ракета окажется впереди него, то для достижения спутника она должна ускорить свое движение и сделать «корректирующий круг».

торых авторов, этим явлением можно воспользоваться для корректирования траекторий искусственных спутников и таким образом беспрдельно 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 траекторий спутника гораздо проще и эффективнее воспользоваться миниатюрным ракетным двигателем.

ГЛАВА V

СООРУЖЕНИЕ ИСКУССТВЕННЫХ СПУТНИКОВ

1. Межконтинентальная ракета — прообраз орбитальной ракеты

Прообразом орбитальной ракеты является ракета с очень большим радиусом действия — межконтинентальная баллистическая ракета. Запуск такой ракеты производится таким образом, чтобы получить максимальную горизонтальную составляющую скорости.

Для межконтинентальной ракеты характерно то обстоятельство, что сравнительно небольшое увеличение скорости, до которой разгоняется ракета, значительно увеличивает ее радиус действия. Так, например, для достижения точки, расположенной на расстоянии 9000 километров, требуется начальная скорость 7 километров в секунду. Но достаточно увеличить эту скорость всего только на 12,5 процента, чтобы увеличить радиус действия вдвое.

Чем больше дальность полета, тем больше скорость, которую должна развить ракета при разгоне. Одновременно с этим уменьшается угол взлета ракеты по отношению к горизонтали. Наконец, если ракета должна достичь диаметрально противоположной точки земного шара, то этот угол должен уменьшиться до нуля, то есть взлет должен происходить в горизонтальном направлении, а скорость должна возрасти до круговой (сопротивлением воздуха мы пренебрегаем). Однако в этом случае межконтинентальная ракета не упадет в противоположной точке Земли, поскольку теперь она летит параллельно поверхности Земли. Она будет бесконечно продолжать свое движение как искусственный спутник Земли.

Таким образом, межконтинентальная баллистическая ракета, постепенно увеличивая свой радиус действия, превращается в искусственный спутник Земли. И действительно, советский искусственный спутник был запущен на основе межконтинентальной баллистической ракеты.

Уже неоднократно высказывалось мнение, что текущие работы по межконтинентальным баллистическим ракетам оказывают большое влияние на решение некоторых вопросов космического полета: эти две проблемы являются смежными, поскольку технические

требования к таким ракетам лишь немногим отличаются от требований к орбитальным ракетам.

В отличие от самолета, летящего обычно параллельно поверхности Земли с более или менее постоянной скоростью, сверхдальняя ракета летит с переменной скоростью на непрерывно меняющейся высоте. Траектория, по которой будет следовать межконтинентальная баллистическая ракета, представляет собой дугу эллипса, один из фокусов которого совпадает с центром Земли. Такая траектория — самая экономичная (двигатель ракеты сообщает ей, по существу, только начальный толчок). Независимо от того, в каком направлении и на какое расстояние отправляется ракета, стартует она обычно вертикально. Это делается главным образом для того, чтобы быстрее пересечь плотные слои атмосферы. Однако уже на сравнительно небольшой высоте ракета поворачивается на определенный угол и ложится на курс. Чем дальше находится цель полета, тем меньше должен быть угол, образуемый с горизонтом скоростью, которую сообщает ракете ее двигатель. В случае перелета, например, из Анадыря (Берингово море) в Одессу, расположенную на расстоянии семи с половиной тысяч километров от Анадыря, этот угол составляет 28 градусов. При этом притяжение Земли несколько мешает набиранию скорости. В каждую секунду ракетный двигатель дополнительно ускоряет полет ракеты на 40 метров в секунду, а земное притяжение уменьшает эту величину на 5,5 метра в секунду.

Самым подходящим типом ракеты для межконтинентальных перелетов считается в настоящее время составная ракета.

Допустим, что беспосадочный перелет Анадырь — Одесса совершается на шестиступенчатой ракете. Нижняя ступень сообщает ракете скорость, равную 2 километрам в секунду, и поднимает ее на высоту 30 километров, где эта ступень отделяется и в действие вступает вторая ступень. Покрыв с помощью двигателя второй ступени дугу длиной 192 километра, ракета достигает высоты в 120 километров. Здесь вступает в действие двигатель третьей ступени, сообщающий ракете на высоте 270 километров (после покрытия пути в 575 километров по дуге) скорость в 6,7 километра в секунду, необходимую для достижения намеченной цели. После этого двигатель выключается и ракета продолжает полет по инерции, как выброшенный из ствола пушки снаряд (остальные три ступени ракете потребуются для посадки). К этому моменту ракета уже оставляет за собой фактически всю толщу атмосферы и, несмотря на огромную скорость ракеты, воздух далее уже не оказывает никакого сопротивления движению.

По мере подъема ракета постепенно замедляет свое движение. На высоте 500 километров ее скорость составляет 6 километров в секунду, а на высоте 1000 километров — 5,3 километра в секунду. Наконец, на «потолке», лежащем на уровне 1235 километров, полет ракеты замедляется сильнее всего, однако ее скорость и теперь составляет немногим меньше пяти километров в секунду.

По мере подъема ракеты глазам путешественников откроются все новые и новые пространства земной поверхности. Станут видны пункты, расположенные на сотни километров позади места вылета — Анадыря. В момент, когда ракета пройдет примерно одну треть расстояния до Одессы, Анадырь от линии горизонта будет отделять 1600 километров. Через 15 минут после старта, когда ракета достигнет потолка, горизонт еще более расширится: в поле зрения окажутся Гренландия, Исландия, Скандинавский полуостров, Урал, а почти «под ногами» будет лежать Новая Земля.

После того как ракета пройдет верхнюю точку своей траектории, ее скорость опять начнет возрастать и на высоте 270 километров опять достигнет 6,7 километра в секунду, как при взлете. В этот момент начнется торможение с помощью ракетных двигателей (или сопротивления воздуха). Весь процесс торможения будет продолжаться три минуты — столько же, сколько продолжался период набирания скорости, и ракета плавно приземлится. Весь перелет продлится 30 минут 3 секунды. Так как между Анадырем и Одессой разница в местном времени (не поясном) достигает почти 10 часов, то, прилетев в Одессу, пассажиры межконтинентальной ракеты обнаружат, что они как бы вернулись на несколько часов назад. Если они вылетели во время захода Солнца, день для них «удлинится» на девять с половиной часов. Если путешествие произойдет в ночь на 1 января, они могут дважды встретить Новый год.

Согласно библейской легенде Иисусу Навину удалось на некоторое время задержать движение по небу Солнца. Пассажирам межконтинентальной ракеты, летящей на запад, Солнце окажет еще большую честь: оно не только остановит свое движение по небу, но и обратится вспять, устремившись с большой скоростью в направлении с запада на восток.

При возвращении из Одессы в Анадырь на аналогичной ракете Солнце будет днем стремиться на запад много быстрее обычного, так как на этот раз ракета будет двигаться «навстречу» Солнцу.

Как мы уже сказали, сооружение межконтинентальной пассажирской ракеты, способной за полчаса совершить гигантский прыжок Анадырь — Одесса, — дело очень трудное. Не легче ли строить ракеты, которые смогут покрыть расстояние Анадырь — Одесса не в полчаса, а в час или полтора часа? Ведь проще построить самолет с крейсерской скоростью в 300, чем в 900 километров в час. Ответ на этот вопрос может показаться парадоксальным.

Теоретически можно запустить ракету так, чтобы она попала в намеченное место через сколько угодно длительный промежуток времени, так как через это место и точку старта можно провести бесчисленное количество эллиптических дуг. Практически, однако, легче построить ракету, соединяющую рассматриваемые города

в указанный выше более короткий промежуток времени, чем в более продолжительный. Действительно, если снаряд должен упасть в намеченной точке позже, следует его забросить выше, чтобы он прошел больший путь, а для этого требуется больший разгон. Если же забросить ракету с меньшей исходной скоростью, то она вовсе не достигнет цели.

Для того чтобы ракета могла из некоторого определенного места старта достичь любой точки нашей планеты, радиус ее действия должен быть, очевидно, равен половине длины земной окружности. Однако, взглянув на карту северного полушария, можно сразу убедиться, что при старте из Европы в большинстве случаев достаточно, если радиус действия ракеты будет составлять лишь четверть длины земной окружности. Действительно, при старте из любой точки Европы можно, пролетев такое расстояние, достичь за 35 минут почти любого пункта населенной части суши. Сюда входят Европа, Азия, Африка, Северная Америка, северозападный берег Южной Америки и другие места земного шара.

27 августа 1957 г. в советских газетах было помещено сообщение ТАСС о том, что в Советском Союзе осуществлен запуск сверхдальней межконтинентальной многоступенчатой баллистической ракеты. В этом сообщении говорилось: «Испытания ракеты прошли успешно, они полностью подтвердили правильность расчетов и выбранной конструкции. Полет ракеты происходил на очень большой, еще до сих пор не достигнутой высоте. Пройдя в короткое время огромное расстояние, ракета попала в заданный район. Полученные результаты показывают, что имеется возможность пуска ракет в любой район земного шара».

Ниже мы увидим, какое значение это имеет для сооружения орбитальных ракет.

2. Устройство орбитальных ракет

Конструкция ракеты. Как же будут выглядеть в общих чертах орбитальные ракеты, то есть те ракеты, которые будут служить либо для запуска искусственных спутников Земли, либо для связи с ними?

Для запуска спутников могут быть использованы ракеты различных конструкций. Если, например, применить для этой цели трех- или четырехступенчатые ракеты, работающие на обычном топливе, то их стартовый вес будет в несколько сот 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 (рис. 39). В носовой части ракеты будет находиться полезный груз или кабина для летчиков. Оборудование такой кабины будет весьма простым, поскольку перелет на круговую орбиту будет длиться всего от нескольких минут до одного часа.

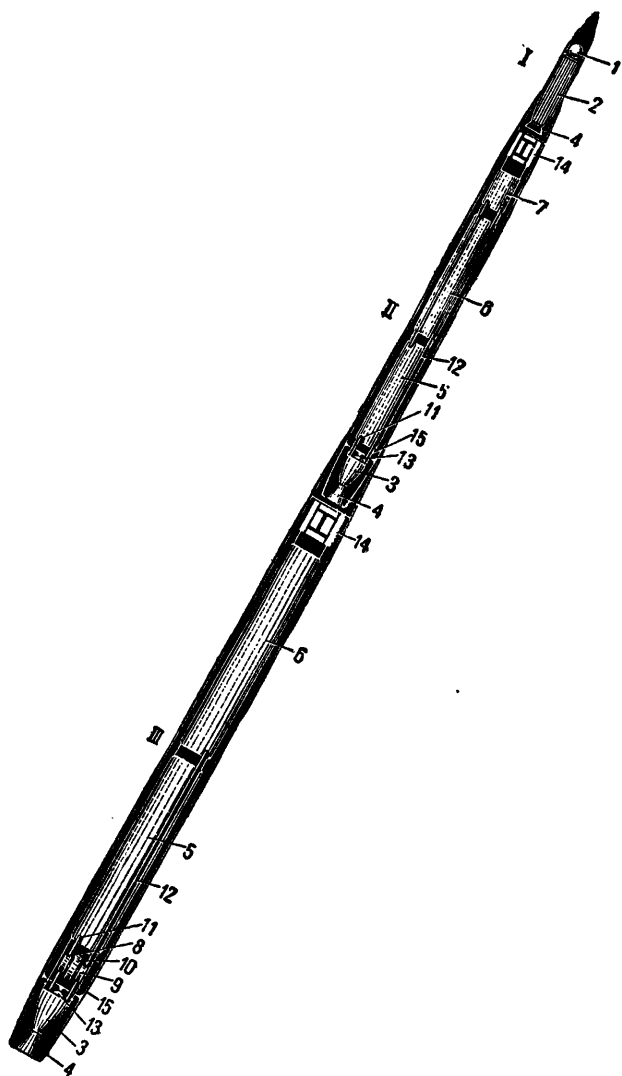


Рис. 39. Один из возможных вариантов орбитальной ракеты: I — головная ступень ракеты; II — средняя ступень ракеты; III — хвостовая ступень ракеты; 1 — искусственный спутник; 2 — пороховые шашки; 3 — камера сгорания; 4 — сопло; 5 — бак для горючего; 6 — бак для окисления; 7 — бак со сжатым газом для подачи 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.

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. Однако отработавшие ступени ракеты можно будет спускать обратно на Землю либо на парашюте, либо с помощью крыльев (по-видимому, выдвижных), превращающих ненужную ступень в планер. Отработавшие ступени, в сохранности спустившиеся на Землю, смогут быть использованы вторично. Заметим, что еще в конце двадцатых годов строились ракеты, в которых стабилизаторы автоматически развертывались у потолка и превращались в несущие крылья, и затем ракета спускалась в планирующем полете (Тиллинг, Германия).

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.

При движении ракеты в атмосфере 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. Они же позволяют произвести, если нужно, поворот ракеты во время работы двигателя. Те же цели достигаются изменением на некоторое время ориентировки двигателя относительно оси симметрии ракеты. Для этого двигатель не монтируется жестко в каркас ракеты, а подвешивается на шарнирах.

При наличии нескольких двигателей тот же результат может быть получен изменением режима 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 паразитического вращения.

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 балло-

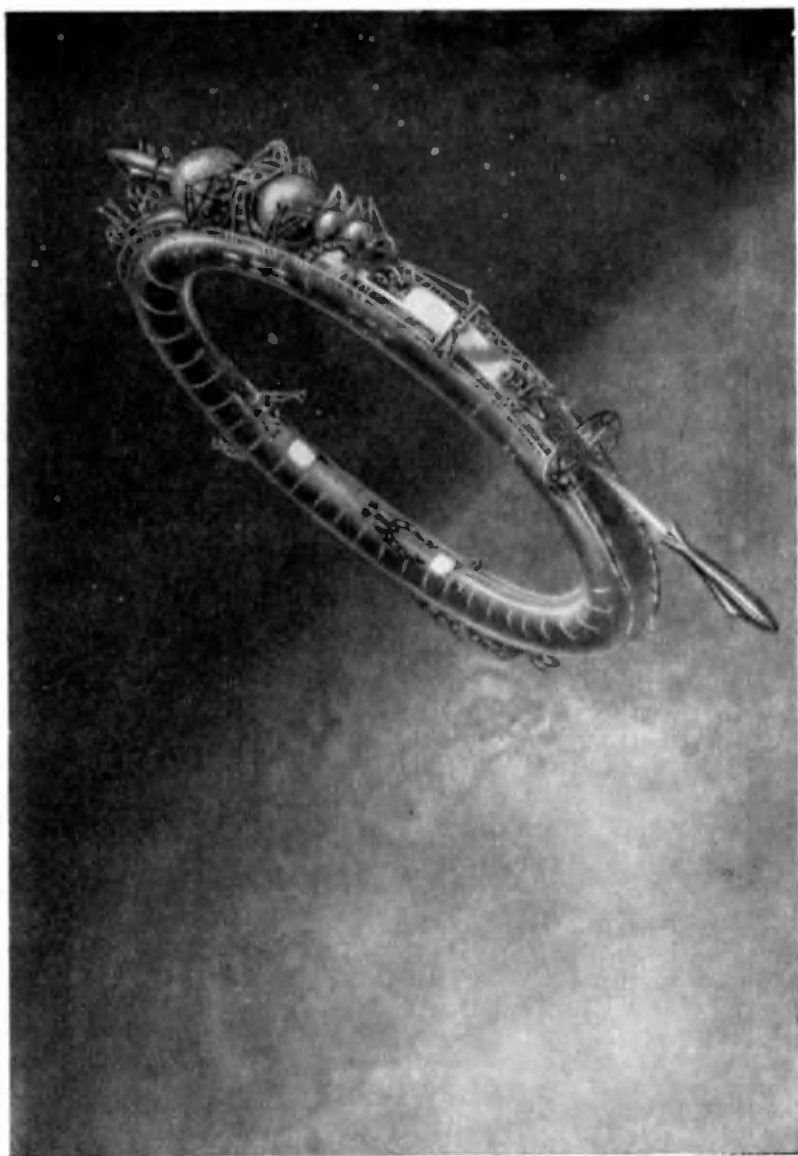


Рис. XI. Примерная конструкция искусственного спутника Земли. С такого спутника космические корабли будут отправляться в межпланетное пространство. Вращение спутника вокруг своей оси будет вызывать на нем искусственную тяжесть (по А. Штернфельду, худ. Н. Кольчицкий).

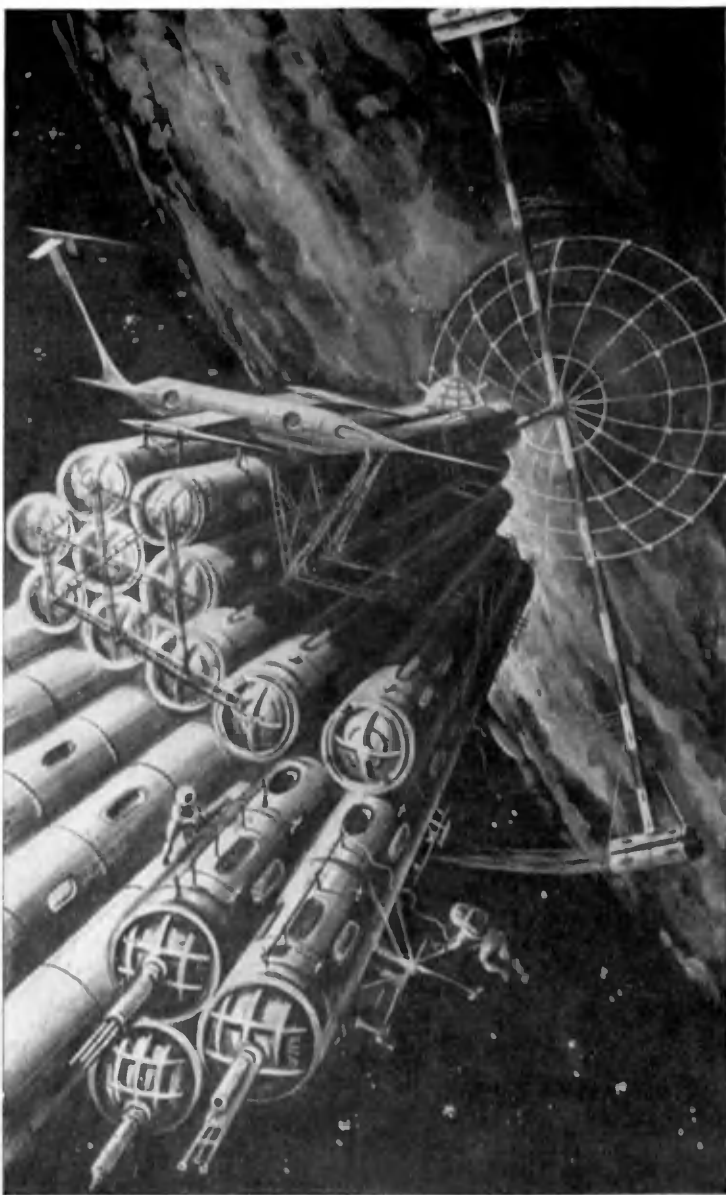


Рис. XII. Один из возможных вариантов конструкции обитаемого искусственного спутника: спутник составлен в основном из отработавших ракет. В части искусственного спутника, видной на переднем плане, царит невесомость; во вращающейся части ощущается искусственная тяжесть (по А. Штернфельду, худ. В. Воронцов).

Рис. XIII. Межпланетная станция (по Брауну): 1 — радицентр; 2 — метеорологическая станция; 3 — спальный; 4 — наблюдательный пункт; 5 — телевизионная станция для передачи фотоснимков; 6 — спасательный дыхательный аппарат; 7 — счетная машина; 8 — пульт управления телескопом; 9 — фотолаборатория; 10 — пульт управления аэрофотоъемкой; 11 — кондиционирующая установка; 12—13 — астрономический пункт; 14 — установка для круговорота воды; 15 — весы; 16 — выгрузочный пункт; 17 — лифт; 18 — спасательный дыхательный аппарат; 19 — бак для горючего; 20 — иккумуляторы; 21 — регулятор температуры; 22 — внутренняя стенка с распорками для противометеоритной обшивки; 23 — метеоритная обшивка; 24 — кольца для зацепления; 25 — крепление палубы; 26 — насосная станция; 27 — двери; 28 — проверка микростатосферы; 29 — кондиционирующая установка; 30 — электроцентральный; 31 — лаборатория для анализа воздуха; 32 — вентиляционная сеть; 33 — электросеть и водопровод; 34 — трубопровод для отвода ртутных паров; 35 — трубопровод для конденсации ртутных паров; 36 — зеркало гелиоустановки; 37 — лестница; 38 — космическая лодка; 39 — причальная башня; 40 — тамбур; 41 — воздухопроводы; 42 — погрузочный люк; 43 — скафандры; 44 — башенный двигатель; 45 — причал; 46 — антенна.



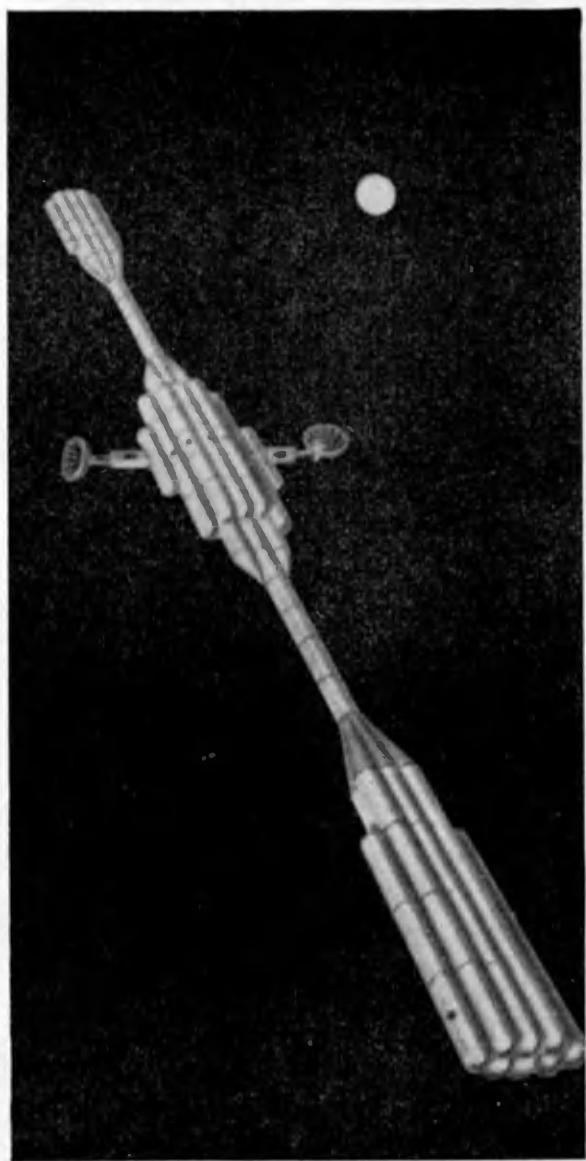


Рис. XIV. Искусственный спутник по Эрике.

нах, 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. Кроме облегчения конструкции ракеты, упразднение стабилизаторов уменьшает сопротивление воздуха на активном участке траектории. Но и газовые рули далеко не совершенны: продукты сгорания, имеющие очень высокую температуру и движущиеся с огромной скоростью, оказывают на них разрушающее действие. Применить же интенсивное охлаждение продуктов сгорания практически невозможно. Поэтому газовые рули оказываются весьма ломкими, и некоторые орбитальные ракеты проектируются совсем без воздушных стабилизаторов, без воздушных и газовых рулей. Устойчивость ракеты и изменение ее курса обеспечиваются в этом случае шарнирно подвешенным двигателем, который, повинаясь органам управления автопилота, отключает газовую струю от продольной оси ракеты в любом направлении.

В каждый момент двигатель устанавливается в кардановом подвесе в нужном положении при помощи рычагов. В сервомоторе, поворачивающем ось двигателя, используется, в частности, гидравлическая передача, а необходимая для этого мощность снимается с вала турбины. Для подачи компонентов топлива в узле карданного сочленения двигателя с корпусом ракеты используются гибкие трубопроводы. Для уменьшения сопротивления воздуха и для предохранения ракеты от аэродинамического нагрева на нее может надеваться специальный предохранительный колпачок заостренной формы, который может быть сброшен уже после пересечения ракетой плотных слоев атмосферы.

Во время движения ступенчатой ракеты на пассивном участке траектории запуск коррективирования траектории и запуск головной ступени на определенную высоту может осуществляться автопилотом при помощи вспомогательных сопел, через которые выпускается инертный газ, ранее служивший для поддержания давления в баках.

На VII Международном астронавтическом конгрессе, состоявшемся в 1956 г. в Риме, итальянский ученый Роботти предложил следующий способ запуска искусственного спутника. Орбитальная,

составная ракета, хвостовая ступень которой снабжена крыльями, поднимается предварительно реактивным самолетом, специальным или стандартным, на большую высоту (например, на 14 000 метров), где она отделяется от самолета и начинает самостоятельный полет. Хвостовая ступень после выгорания в ней топлива спускается на Землю в планирующем полете. При старте с поверхности Земли всей системе, то есть орбитальной ракете вместе с несущим ее самолетом, сообщается с помощью ракетной тележки первоначальный разгон.

Для реализации такого проекта предлагается использовать двухступенчатую ракету «Бампер» («Фау-2» плюс «Вак Корпорал»), снабженную дельтообразными крыльями с размахом в 9 метров и такой же шириной. В момент старта нагрузка на крылья составляет 300 килограммов на квадратный метр и уменьшается по мере расхода топлива, состоящего из 4200 литров горючего и 4700 литров окислителя. При этом центр тяжести летательного аппарата значительно перемещается, что требует принятия особых мер. Необходимо также решить ряд других вопросов. Так, например, при пересечении тропосферы, в отличие от стремительно пересекающих атмосферу бескрылых ракет, баки крылатой ракеты, содержащие жидкий кислород, покрылись бы вследствие конденсации водяных паров толстым слоем льда. Поэтому следовало бы в качестве окислителя применить какое-нибудь другое вещество с высокой точкой кипения или покрыть баки теплоизолирующим материалом. Следует также предусмотреть возможность как затвердевания топлива на внутренней стенке баков вследствие низкой наружной температуры некоторых слоев атмосферы, так и повышения давления паров топлива сверх допустимой границы.

Орбитальные ракеты для полета с людьми должны иметь значительно больший габарит и большую мощность, чем ракеты для запуска спутников-автоматов. Такая необходимость вызвана не только большим весом человека и всего, что ему необходимо для жизни, по сравнению с автоматической аппаратурой, но и необходимостью обеспечить ему безопасный спуск на Землю.

Увеличение габаритов ракетных двигателей связано с утолщением стенок камеры сгорания, что сильно затрудняет их охлаждение. Кроме того, стендовые испытания ракет большого калибра обходятся весьма дорого. Это указывает на целесообразность замены крупных двигателей батареями ракетных двигателей меньшей мощности (Браун). Ракетный летательный аппарат с большим количеством двигателей меньших размеров будет более надежен в работе, чем аппарат с меньшим количеством двигателей большей мощности. Если на разных ступенях составных ракет ставить в разном числе двигатели одного и того же типа, то окажется возможным наладить серийный выпуск двигателей. Это удешевит производство, ускорит темпы производства двигателей и увеличит их коэффициент безопасности, так как они смогут подвергаться более тщательной обработке и испытаниям. В частности, следовало бы остановиться на серийном производстве двух-трех типов мощных стан-

дартных ракетных двигателей, которые в разных комбинациях могут применяться как для грузовых, так и для пассажирских ракет, способных достичь круговой скорости.

Согласно проекту, составленному в 1952 г. группой специалистов во главе с вышеупомянутым автором, для постройки межпланетной станции на высоте 1730 километров (радиус орбиты 8100 километров), а также для последующей переброски на нее экипажа и грузов должны быть использованы трехступенчатые ракеты со стартовым весом в 6400 тонн при полезном грузе в 25 тонн. Все три ступени ракеты заключены в конусообразный корпус шестидесятиметровой высоты (не считая стабилизатора) с диаметром основания 20 метров.

Гатленд, 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 (рис. V, VI) (скорость истечения газов из ракеты составляет 2,8—3 километра в секунду). 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.

Под влиянием вышеупомянутых и других работ Браун в 1956 г. улучшил свой первоначальный проект орбитальной ракеты. Главное усовершенствование состоит в том, что полезный груз по отношению к стартовому весу ракеты увеличен на одну четверть, несмотря на то, что размеры ракеты значительно уменьшены. Во втором варианте ракета сделана более удлиненной: ее высота составляет 50—58 метров (в зависимости от формы головки), а диаметр 11,7 метра. В таблице 28 приводятся характеристики орбитальных ракет для переброски груза в 10 тонн на круговую орбиту с прежним радиусом 8100 километров.

Автоматы управления. На борту самолета экипаж пользуется часто полуавтоматизированной или даже совсем не автоматизированной аппаратурой. Другое дело — в космических полетах. Действительно, ручное управление в этом случае непригодно, так как резкое движение рукой или ногой длится примерно полсекунды, а за это время скорость ракеты может увеличиться на 20 метров в секунду, что поднимет потолок ракеты на лишние десятки километров. Серьезные последствия влечет за собой также малейшее отклонение в угле взлета ракеты. Можно было бы привести и другие подобные примеры. Поэтому режим работы двигателя и управление воздушными и газовыми рулями должны будут регулироваться автоматически. Наконец, для записи всевозможных показаний приборов также будут нужны автоматические приспособления.

Таким образом, все управление полетом орбитальной ракеты должно осуществляться автоматически, по заранее заданной программе. Пилот же должен будет следить за исправностью автоматов,

Таблица 28

Характеристики орбитальной ракеты по проекту Брауна 1956 г.

	1-я ступень	2-я ступень	3-я ступень ¹⁾
Тяга в тоннах	2500	320	40
Начальный вес ракеты до выгорания топлива в данной ступени в тоннах	1280	180	26
Пустой вес одной данной ступени в тоннах . .	140	14	2,1
Конечный вес ракеты после выгорания топли- ва в данной ступени в тоннах	320	40	15,7
Топливо в тоннах	960	140	10,3
Секундный расход топлива в тоннах	11,15	1,12	141
Время работы двигателя в секундах	84	124	73
Высота конечной точки активного участка в ки- лометрах	40	64	102
Скорость в конце активного участка в метрах в секунду	2350	6420	8260

проверять результаты их работы и принимать необходимые решения. Нужно учесть, что вначале движения пилота будут затруднены вследствие влияния перегрузки, а в первые минуты после исчезновения тяжести он может потерять ориентацию.

Акселерографы-автоматы могут программировать силу тяги ракетного двигателя вдоль активного участка траектории. Что же касается направления полета ракеты, то оно может программироваться, а также корректироваться с помощью гироскопической аппаратуры.

Например, во время полета ракеты вдоль активного участка траектории автопилот может корректировать углы рыскания и тангажа путем соответствующего поворота оси симметрии основного двигателя. Для ликвидации же вращения ракеты вокруг продольной оси на обшивке ракеты можно поместить специальные ракетные сопла, расположенные в плоскостях, перпендикулярных к этой оси.

Успешная работа гироскопов является в первую очередь следствием их высокопрецизионной обработки. Маховик гироскопа может быть изготовлен с допуском всего в 2,5 стотысячных миллиметра. Допустимое же отклонение диаметров подшипников гироскопа от заданных размеров составляет всего 2,5 миллионных миллиметра (что соответствует 1/20 диаметра волоса).

Специалисты считают, что ничтожная пылинка, попавшая в гироскоп, может вызвать не меньше бедствий, чем пригоршня гравия в трансмиссии автомобиля (Берджер). Поэтому гироскопическая аппаратура тщательно герметизируется, а при ее изготовле-

¹⁾ Сюда не включен расход 2,5 тонны топлива при переходе на круговую орбиту на высоте 1730 километров, когда ракете сообщается дополнительная скорость в 460 метров в секунду путем включения на 17 секунд двигателя с тягой в 40 тонн.

нии принимаются особые меры предосторожности: вход в сборочные цеха совершается через воздушные тамбуры, после тщательной очистки обуви с помощью студенистого половика; в самих цехах запрещается курить, чертежникам не разрешается рвать бумагу или пользоваться резинками, а на работу принимаются преимущественно инвалиды, так как их вынужденная неподвижность уменьшает до минимума трение одежды и подошв; спецодежда для сборочных операций изготовлена из нейлона и т. д.

Ввиду того, что монтаж гироскопов должен производиться в атмосфере, свободной от всякой пыли, в пустыне Аризона (США) выстроена фабрика такой аппаратуры, без окон. В помещения фабрики воздух пропускается через особые фильтры и полностью возобновляется через каждые 9 минут (Боскэ, Франция).

Приводимые здесь подробности производства автопилотов орбитальных ракет могут показаться второстепенными. К ним, однако, следует относиться со всей серьезностью, так как успешный запуск искусственного спутника зависит и от таких «мелочей».

3. Стендовые испытания орбитальных ракет

Предварительные испытания орбитальных ракет производятся в специальных условиях лабораторного типа. Это так называемые стендовые испытания. При таких испытаниях можно создать условия, аналогичные тем, в которых приходится летать орбитальной ракете. Для лабораторного исследования процесса истечения газов из ракеты в верхних слоях атмосферы уменьшается давление воздуха у выхода выхлопной струи, причем разрежение иногда доводится почти до вакуума. В случае надобности меняется дозировка компонентов топлива, интенсивность охлаждения камеры сгорания и сопла и т. д.

Во время стендовых испытаний автоматически записываются изменяющиеся в зависимости от времени: сила тяги, расход горючего и окислителя, давление и температура в баках и в разных местах камеры сгорания, сопла, трубопроводов, насосов и т. д. За работой ракетных двигателей наблюдают из-за толстой бронированной стены, в которой устраиваются щели с небьющимся стеклом; применяются также зеркала, перископы, фото- и кино съемочные аппараты, телевизионные и другие установки. Методы кино съемки и телевидения позволяют следить за процессом горения даже внутри ракетного двигателя.

Для спектрографических съемок огненной струи, вытекающей из сопла ракетного двигателя, применяется цветная кино съемка (Херман и Сильверман, США). Скорость кино съемки процессов горения составляет 1000 и даже 10 000 кадров в секунду. Одновременно на кино пленку снимаются доски с установленными на них приборами, что позволяет точно установить изменение с течением времени различных параметров, характеризующих работу ракетного двигателя.

Применение киносъемки при огневых испытаниях позволяет также обеспечить безопасность наблюдений (взрывы камер сгорания ракет при испытании новых видов топлива — довольно частое явление). Во многих случаях после взрывов кассеты с кинопленкой оказались невредимыми, в то время как сам киносъемочный аппарат был выведен из строя.

В Лейк Денмарк (штат Нью-Джерси, США) установлен стенд для статических испытаний ракет с тягой до 160 тонн. Самый большой в США стенд такого рода имеется на экспериментальной базе в Уайт Сэндс. На таком стенде можно производить огневые испытания ракетного двигателя с силой тяги около 230 тонн (это почти в десять раз больше тяги ракеты «Фау-2»). Вблизи Балтимора (США) фирмой Глэнн Мартин построен пятиэтажный стенд высотой в 30 метров для испытания двигателей орбитальных ракет типа «Авангард» (рис. VII). Стенд приспособлен для одновременного испытания двух ракет.

Для измерения сопротивления воздуха, действующего на ракету в полете, пользуются аэродинамическими трубами, в которых на неподвижную ракету или на ее модель направляется струя воздуха со скоростью, соответствующей скорости движения ракеты на разных участках ее траектории в атмосфере. В настоящее время скорость набегающего воздушного потока на небольшую модель ракеты доведена до 6 с лишним километров в секунду. В аэродинамических трубах изучается также степень нагрева оболочки ракеты во время ее движения как на активном, так и на пассивном участках траектории. Для испытания тормозящего действия парашютов при сверхзвуковых скоростях пользуются также ракетными тележками, катящимися по рельсам. Для проведения аэродинамических испытаний фирма «Пост эмерикэн авиэйшн» построила, например, рельсовые ракетные сани, которые при тяге в 22,7 тонны спустя 4,5 секунды развили скорость 792 метра в секунду (2850 километров в час).

4. Летные испытания орбитальных ракет

Испытания орбитальных ракет в полете, естественно, сходны с аналогичными исследованиями высотных ракет.

Для съемки обстреливаемых самолетов и летающих снарядов, начиная с 1929 г., применяются кинотеодолиты. С помощью такой камеры, кроме съемки самого снаряда, одновременно фиксируется его азимут¹⁾, угол возвышения и соответствующее время; производится от 2 до 4 съемок за секунду. Синхронизированные между собой теодолиты дают возможность точно восстановить траекторию снаряда, а также его местонахождение и скорость в функции времени.

¹⁾ Азимут — угол между плоскостью меридиана и вертикальной плоскостью, проходящей через летательный аппарат.

Стендовые испытания ракетных двигателей, а также летные испытания ракет фиксируются по методу ускоренной киносъемки («лупа времени»). В конце второй мировой войны немцы оснащали некоторые управляемые снаряды кинокамерами. После второй мировой войны британские военные власти производили на территории Германии летные испытания ракет «Фау-2», причем испытания были засняты и смонтированы в документальный фильм. Начиная с 1946 г., летные испытания управляемых снарядов разных типов кинематографировались в США. В последние годы кинематографирование полета ракет и управляемых снарядов производилось также в Сахаре французскими военными властями.

Для точной съемки ракеты в полете на разных участках ее траектории необходимо применять аппараты с самыми различными характеристиками, производящие 25—180 кадров в секунду. Обработка данных киносъемки производится на автоматических счетных машинах. Так, например, для точного восстановления полета высотной ракеты требуется выполнить 24 000 расчетов, что может быть сделано автоматом за 10 часов.

5. Испытание на разгон орбитальной ракеты с экипажем

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

Допустим, что искусственному спутнику предназначено обраться вокруг Земли на высоте тысячи километров. Соответствующая этой высоте круговая скорость составляет 7356 метров в секунду. Кроме работы, необходимой для придания ракете такой скорости, требуется затратить также некоторую работу, чтобы поднять ракету на заданную высоту и преодолеть сопротивление воздушной оболочки Земли. Наконец, необходимо 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 выполнив необходимые расчеты, мы найдем, что для выполнения поставленной задачи ракета должна быть способна при полном расходе топлива развить идеальную скорость в 9460 метров в секунду.

Для испытания орбитальной ракеты в летных условиях мы можем сначала сообщить ей половину идеальной скорости (в рассматриваемом случае $9460 : 2 = 4820$ метров в секунду), а затем с помощью ее же двигателей погасить эту скорость. Это даст нам возможность убедиться, что ракета способна развить скорость, необходимую для превращения ее в искусственный спутник Земли. Можно также направить ракету в полет по соответственно подобранной траектории, подобной траектории межконтинентальной ракеты. Как показывают расчеты, в нашем случае 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. Но вследствие притяжения Земли ускорение движения уменьшится до 43,2 метра в секунду за секунду²⁾. Спустя 96,4 секунды на высоте 127,8 километра, когда ракета пролетит 200,5 километра, двигатель будет выключен. В этот момент ракета будет обладать скоростью 4161 метр в секунду (в свободном пространстве ее скорость составляла бы 4819 метров в секунду). Начиная с этого момента, при выключенном двигателе она полетит по дуге эллипса. После того как на высоте 539 километров ракета перейдет через свой «потолк», 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. Таким приблизительно образом и будет совершен ряд опытных запусков орбитальной ракеты с целью проверки прочности конструкции, надежности работы аппаратуры и должной выучки экипажа.

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).

6. Испытание на разгон и торможение орбитальной ракеты с экипажем

Для осуществления обитаемого искусственного спутника недостаточно сообщить ракете орбитальную скорость. Необходима еще уверенность, что находящиеся на ее борту люди смогут вернуться невредимыми на Землю. А для проверки возможности осуществле-

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

ния безвредного спуска надо будет произвести опыты со значительно большими скоростями разгона, чем в рассмотренном выше случае, и затем тормозить эту скорость любыми доступными способами, например комбинированным действием сопротивления воздуха и ракетных двигателей. Возможно, что удастся использовать атмосферный кислород для сжигания горючего в тормозящих двигателях. (Вопросы, связанные с торможением при помощи сопротивления атмосферы во время спуска с искусственного спутника, рассматриваются на стр. 224—233.)

Несомненно, попытки запуска искусственных спутников с людьми не будут предприняты раньше, чем будут успешно завершены соответствующие опыты с людьми на сверхдалних и межконтинентальных ракетах со все большим радиусом действия и скоростями разгона.

На таких ракетах летчики будут тренироваться не только в достижении орбитальных скоростей (то есть скоростей, при которых ракета может двигаться по замкнутой орбите), но и в погашении таких скоростей с помощью сопротивления воздуха и ракетного двигателя.

Вот почему полеты на таких ракетах являются подготовкой к полету человека на искусственный спутник и пребыванию на нем.

Люди, совершившие полет на межконтинентальной ракете, получают необходимую закалку для полета на орбитальной ракете, так как физиологические ощущения пассажира межконтинентальной баллистической ракеты не будут отличаться от ощущений в космической ракете: перегрузка при набирании скорости и торможении и полное отсутствие тяжести на протяжении всего полета с выключенным двигателем.

7. Устройство искусственных спутников

Искусственные спутники будут существенно отличаться от всех земных сооружений, но они не будут похожи и на небесные тела: 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, конечно, удержать воздушную оболочку.

Первая советская искусственная луна — это совсем маленькое сооружение: шар диаметром в 58 сантиметров и весом 83,6 килограмма (рис. VIII). Корпус спутника изготовлен из алюминиевых сплавов. Его оболочка тщательно обработана и отполирована, что обеспечивает хорошую видимость спутника. Эта оболочка предохраняет контрольно-измерительную аппаратуру не только от микрометеоритов, но и от резких колебаний температуры.

Спутник оснащен радиоаппаратурой. Четыре стержневые антенны имеют в длину 2,4—2,9 метра. Во время взлета орбитальной ракеты эти антенны были прижаты к ее корпусу. После же отделения

спутника как самостоятельного тела стержни антенны, прикрепленные к корпусу спутника при помощи шарниров, разошлись и заняли положение, изображенное на рис. VIII. Антенны — это единственные детали на наружной поверхности спутника, вся же аппаратура с источниками электроэнергии помещена внутри корпуса. Герметизированный спутник заполнен азотом, который вследствие постоянной принудительной циркуляции регулирует теплообмен между приборами и деталями.

В начале полета первого спутника спереди его сопровождал защитный колпак головной ступени орбитальной ракеты, который был отброшен после достижения ступенью необходимой скорости; сзади же за спутником следовала ступень, выбросившая спутник.

Второй советский искусственный спутник Земли, в отличие от первого спутника, представляет собой последнюю ступень составной ракеты; на этой ступени размещена вся научная и измерительная аппаратура (рис. IX). Такое размещение аппаратуры существенно упростило задачу определения координат спутника при помощи оптических средств наблюдения, поскольку, как показал опыт первого спутника, наблюдения за ракетой-носителем оказались значительно более простыми, чем за самим спутником (яркость ракеты-носителя превосходит яркость первого спутника на несколько звездных величин). Общий вес аппаратуры, подопытного животного и источников электропитания на втором искусственном спутнике составляет 508 килограммов 300 граммов.

В передней части последней ступени ракеты на специальной раме установлены прибор для исследования излучения Солнца в ультрафиолетовой и рентгеновской областях спектра, сферический контейнер с радиопередатчиками и другой аппаратурой, герметическая кабина с подопытным животным — собакой. Аппаратура для изучения космических лучей расположена на корпусе ракеты. Установленные на раме приборы и контейнеры защищены от аэродинамических и тепловых воздействий, имеющих место при полете ракеты в плотных слоях атмосферы, специальным защитным конусом. После выведения последней ступени ракеты на орбиту защитный конус был сброшен.

Радиопередатчики, находящиеся в сферическом контейнере, работали на частотах 40,002 и 20,005 мегагерца. Источники их электропитания, система терморегулирования, а также чувствительные элементы, регистрирующие изменение температуры и другие параметры, также размещены в этом контейнере. По своей конструкции сферический контейнер подобен первому советскому искусственному спутнику Земли.

Герметическая кабина, в которой помещается подопытное животное (собака), имеет цилиндрическую форму. Кабина животного, как и сферический контейнер, изготовлена из алюминиевых сплавов. Поверхность их полирована и подвергнута специальной обработке с целью придания ей необходимых значений коэффициентов излучения и поглощения солнечной радиации.

На V Международном астронавтическом конгрессе, происходившем в 1954 г. 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. Тонкий алюминиевый шар не потеряет своей формы и после того, как газ улетучится и резиновая оболочка сожмется. Такой спутник-маяк диаметром 3 метра, который будет отражать как световые лучи, так и радиоволны, сможет служить для геодезических и гравиметрических измерений.

По французскому проекту надувной искусственный спутник сфероконической формы должен иметь диаметр в 10 метров при длине в 15 метров и весить 50 килограммов. Он может быть изготовлен из особой ткани или полиэтилена, покрытых флюоресцирующим лаком для возможности наблюдения во время его прохождения через тень Земли (ночью). Оболочки проектируемых американских надувных искусственных спутников изготовлены из ткани, покрытой алюминиевым составом.

В конце 1955 г. в Нью-Йорке была выставлена модель искусственного спутника, воспроизводящая конструкцию спутника, который предполагается запустить во время Международного геофизического года (рис. X). Сферическая оболочка модели изготовлена из прозрачной пластмассы. Оболочка настоящего искусственного спутника диаметром в полметра будет сделана из магниевового сплава толщиной в 0,7 миллиметра и весить 1,8 килограмма, что составляет 18,5 процента общего веса (9,7 килограмма). Магниевая оболочка спутника покрывается последовательно слоями меди, цинка, никелево-серебряного сплава и, наконец, чистого золота. Эта оболочка предохраняет контрольно-измерительную аппаратуру не только от микрометеоритов, но и от резких колебаний температуры.

Вследствие электропроводности металлов оболочка спутника, предназначенного для исследования электрических токов в ионосфере, не сможет быть из них изготовлена. В частности, нельзя для этого использовать алюминий, так подходящий со всех других точек зрения. Оболочка должна быть, напротив, изготовлена из изолирующего вещества, например из пластмассы, предпочтительно белого цвета для обеспечения возможно лучшей видимости.

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. Для спутника разработана специальная бортовая аппаратура с габаритами, значительно меньшими, чем это когда-либо раньше производилось американ-

ской промышленностью. Радиопередатчик, например, имеет размеры папиросной коробки. Предполагается, что энергия электрических батарей будет исчерпана задолго до гибели искусственного спутника.

Для минимальных искусственных спутников предлагается также коническая форма, так как шар и цилиндр трудно поместить в носовой части ракеты. Шаровая форма спутника в отличие от любой другой, например цилиндрической, обеспечивает движение в относительно плотных слоях атмосферы по плавной траектории, не имеющей никаких узлов, которые могли бы исказить данные, передаваемые на Землю.

Для 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 и необходимо проверить, как человек сможет приспособиться к условиям невесомости.

На пути создания обитаемого искусственного спутника стоит еще много трудностей. Самой сложной проблемой является необходимость обеспечить экипажу возвращение на Землю, что связано с большими трудностями, чем запуск спутника. Уже только поэтому построить обитаемый искусственный спутник в настоящее время еще невозможно. Однако опыт, который будет получен при запуске и эксплуатации первых автоматических искусственных спутников, послужит основой для постройки впоследствии обитаемых спутников.

Очертания больших искусственных спутников еще недостаточно разработаны, но совершенно ясно, что их конструкторы не будут стеснены необходимостью придавать спутникам обтекаемую форму. Ввиду отсутствия сопротивления внешней среды, тормозящего движение спутника, последний может иметь любые очертания. Так, например, спутнику можно будет придать торообразную форму¹⁾ в виде 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 будут не очень просторны: конструкторы искусственных спутников вынуждены экономить вес, а стало быть, частично и объем.

Если тор будет состоять из отдельных «вагонов», соединенных эластическими тамбурами, то легко будет увеличить его размеры, вставляя новые «вагоны» (рис. XI).

Кабины спутника должны быть, конечно, герметически отделены от наружного пространства. Кроме того, внутренние тамбуры, двери и перегородки должны обеспечивать герметичность от-

¹⁾ Тором называется тело вращения, имеющее форму автомобильной камеры.

дельных помещений. Люки должны прижиматься запорными приспособлениями с эластичными прокладками. Входные двери, обрамленные, например, резиной, должны открываться внутрь, а не наружу. Благодаря этому давление микроатмосферы ¹⁾ будет способствовать еще более плотному закрыванию дверей, по другую сторону которых находится безвоздушное пространство. Обшивка спутника должна быть цельной, без швов. Особо плотным должно быть соприкосновение между металлическим каркасом и оконными стеклами. Стекла эти должны быть небьющимися и иметь приблизительно такой же коэффициент теплового расширения, как и металл, в который они вделаны или впаяны.

Утечка газа из кабины космического корабля не имеет большого значения при кратковременных полетах, во время которых испорченная микроатмосфера все равно периодически выпускается в безвоздушное пространство и заменяется новой. Однако проникновение газа наружу весьма нежелательно в случае непрерывной регенерации (очищения) микроатмосферы, что будет иметь место во время длительных перелетов или в кабинах постоянных искусственных спутников.

Во многом конструкция обитаемого искусственного спутника будет напоминать конструкцию подводной лодки. Однако оболочка спутника будет подвергаться не сжатию, как в случае глубоко погруженной подводной лодки, а растяжению, что в значительной степени упрощает конструктивные вопросы.

Остекление и обшивка искусственного спутника будут подобно земной атмосфере задерживать ультрафиолетовые лучи Солнца, пронизывающие межпланетное пространство и в больших количествах вредные для человеческого организма. В случае надобности можно будет также задвинуть особые занавески на иллюминаторах. Может оказаться, что вследствие метеорной опасности и из-за вредных излучений в помещениях искусственного спутника нельзя будет делать окон, непосредственно выходящих наружу. Тогда для ввода световых лучей придется пользоваться узким каналом с системой линз и зеркал. Вести наблюдения в этом случае можно будет с помощью перископа, как в подводных лодках.

В некоторых астрономических приборах придется применять кварцевые стекла, пропускающие ультрафиолетовые лучи. Заметим, что от их воздействия кварц становится коричневатым.

Браун предлагает сделать искусственный спутник в виде надуваемого воздухом тора из прорезиненного материала из стеклянной пряжи или из непроницаемой найлоно-пластмассовой ткани. Но вряд 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).

¹⁾ Микроатмосферой будем называть воздух, заключенный в кабине летательного аппарата.

Как мы это увидим дальше, находящиеся на спутнике предметы и люди будут невесомы. Поэтому, видимо, придется строить спутники с искусственной тяжестью; заставив спутник вращаться вокруг собственной оси, мы создадим на нем центробежную силу, которая и заменит силу тяжести (вопросы невесомости и искусственной тяжести рассматриваются подробнее на стр. 147—157). Можно также строить комбинированные спутники: в одной из частей сооружения будет царить невесомость, в то время как в другой — искусственная тяжесть. При этом желательно, чтобы напряжение этой искусственной силы тяжести оставалось в случае, например, торообразного спутника более или менее постоянным во всем «кольце» спутника, иначе астронавт, перемещающийся внутри спутника, будет ощущать нежелательные резкие изменения силы тяжести. Для этого спутник должен быть построен так, чтобы его центр тяжести совпадал с геометрическим центром. Во время перемещения грузов на искусственном спутнике (например, из одной кладовой в другую, расположенную диаметрально противоположно) необходимо будет принимать меры предосторожности для сохранения центровки сооружения. Труднее будет соблюдать условие совпадения указанных двух центров во время разгрузочных операций. На рис. XII показано такое сооружение, на котором имеются вращающиеся кабины с искусственной тяжестью. В основном спутник смонтирован из баков и других частей головной ступени орбитальных ракет. Такая схема искусственного спутника обеспечивает возможность постоянного увеличения размеров конструкции.

Большое распространение получили проекты искусственных спутников в виде колеса. Проект одного такого колесообразного спутника, разработанный Брауном, показан на рис. XIII. На основании проекта межпланетной станции Брауна Дербин (США) предложил улучшенный вариант такой станции, более выгодный, по мнению автора, с точки зрения сроков ее постройки и расхода топлива.

В центре искусственного спутника сооружен пустотелый цилиндр, служащий причалом для грузовых орбитальных ракет. От цилиндра-ступицы расходятся телескопические трубы-спицы, соединяющие центр «ободами» периметром в 218 метров каждый. Искусственный спутник строится по тому же принципу, что ствол телескопа, в котором отдельные участки трубы крепятся между собой перекрытиями. Жилые помещения состоят из 20 отсеков поперечником в 9 метров и длиной в 11 метров каждый. Они сделаны из надуваемых найлоно-пластмассовых мешков, имеющих в сложенном виде поперечник в 3 метра при «толщине» в 1 метр. Все 20 отсеков могут образовывать тор или сохранять цилиндрическую форму. Для предотвращения утечки воздуха в случае попадания в отсек метеорного тела обшивка делается с внутренней прослойкой самоспаивающейся резины. Жилые помещения могут быть соединены с корпусом искусственного спутника при помощи особых каналов. Путем вращения всего сооружения на спутнике может

быть создана центробежная сила, равная силе притяжения на поверхности Земли. Для избежания паразитных моментов ракетный двигатель для корректирования орбиты такого спутника должен быть смонтирован в ступице сооружения.

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. На рис. XIV показан проект большого искусственного спутника по Эрике; построенного по принципу, ранее (в 1950 г.) предложенному автором этих строк, согласно которому спутники строятся из корпусов (в частности, баков), переправленных на орбиту последних ступеней орбитальных 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.

Переброска с Земли на искусственный спутник продуктов питания и кислорода для дыхания является сложной и дорогостоящей операцией. В то же время на спутнике не будет, конечно, ощущаться недостатка в солнечной энергии. Огромные ее потоки К. Э. Циолковский предлагал улавливать и использовать для выращивания во взвешенных оранжереях растений, которые обитатели небесного острова могли бы употреблять в пищу. Тем самым одновременно был бы решен вопрос о естественном круговороте воздуха. Однако такая оранжерея должна была бы иметь огромные размеры. Если довольствоваться только одним назначением оранжереи — освежением воздуха — и выращивать несъедобные растения, то можно было бы, правда, уменьшить площадь оранжерей. 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 светолюбивой катальпы (листопадный кустарник), хорошо освещенных солнечными лучами (Ф. Грин, Канада). При этом солнечный свет, проникающий в оранжерею, должен быть предварительно пропущен через специальные фильтры, которые поглотят губительную для растений часть спектра.

Для возобновления микроатмосферы может также оказаться очень выгодным применение хлореллы (микроскопическая водоросль), которая в солнечных лучах в течение часа выделяет кислород в количестве, в 50 раз большем своего объема. Наконец, сделанное недавно в этом направлении открытие, что триаденозинфосфат

может быть использован для выращивания зеленой листвы на открытом воздухе, может приблизить решение рассматриваемого вопроса (Канни, Ордуэй). Однако, поскольку растения могут завянуть, нельзя полностью полагаться на естественный круговорот воздуха и воды и поэтому на обитаемом спутнике необходимо будет иметь автоматическую кондиционирующую установку.

В начале 1956 г. Ромик (Американское ракетное общество) предложил создать искусственный спутник в виде целого города с населением в 20 000 человек (рис. XV). Насколько 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.

8. Монтаж спутника

Строительство больших искусственных спутников, а затем станций на Луне и на планетах потребует применения совершенно новых методов монтажа.

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 радиуправления 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 ¹⁾ производится следующим образом: в сообщенное, или заранее установленное, время из орудия... производится с Земли выстрел снарядом-ракетой с запасом снабжения для базы... С момента выстрела снарядом-ракетой 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 снарядом-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 снарядом-ракеты... За некоторое время до наибольшего приближения снарядом-ракеты к базе, когда первая уже будет свободно различима в больший из двух инструментов имеющейся при базе ракеты, эта последняя направляется навстречу к снарядом-ракете, приближается к ней и, сведя относительную скорость до нуля, закрепляет ее и буксирует к базе, пользуясь, если нужно, имеющимися на снарядом-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.

Все детали искусственных спутников должны, конечно, быть спроектированы таким образом, чтобы они не превышали габаритов «трюмов» орбитальных ракет. Однако зеркала телескопов, предназначенных для внеземных обсерваторий, будут, как правило, слишком велики по габаритам, чтобы их можно было переправить сразу на орбитальных ракетах. Поэтому они должны иметь мозаичную структуру, что позволит перебросить их по частям. Кросс (Англия), например, предложил построить в пространстве телескоп с зеркалом из пластмассы диаметром в 25 метров (и весом всего

¹⁾ Т. е. на искусственный спутник.— А. Ш.

в 68 килограммов). Предлагались также «спутниковые» телескопы с зеркалами из натриевой фольги значительно больших размеров. Естественно, что все они также должны будут быть составными.

Для того чтобы прибывшие с Земли пересылочные ракеты пришвартовывались к искусственному спутнику, можно будет воспользоваться морским опытом. Со спутника на ракету будут переброшены швартовы (например, цепной канат), что позволит летательным аппаратам подтянуться друг к другу.

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 отыскивания отдельными ракетами ранее запущенных ракет, и монтаж искусственного спутника сможет быть произведен за более короткое время, так как не придется дожидаться переброски с Земли отдельных частей. Это в свою очередь уменьшит для монтажников метеорную опасность (см. также стр. 160—164).

ГЛАВА VI

ЧЕЛОВЕК В МИРОВОМ ПРОСТРАНСТВЕ

1. Безвредность для организма больших скоростей движения

Рассмотрим сейчас вопрос о том, сможет ли человек физиологически перенести 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, то 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, 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 силой тяги 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 о трехкратной, пятикратной и т. д. перегрузке, имея в виду сравнение ее с обычной на Земле силой тяжести).

Если бы мы с помощью ракетного двигателя сообщили равномерное-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 катапulte 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 ускорение небольшое. Приведенные примеры отнюдь не доказывают, однако, что человек сможет в течение достаточно продолжительного времени переносить 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, возникающая при вращательном движении, тоже вызывает перегрузку. Таким способом можно получить любые по величине перегрузки большой продолжительности. Человек помещается в кабину ротативной машины, своего рода карусели, которая приводится в очень быстрое вращательное движение (рис. XVI). Подбором радиуса и скорости вращения можно вызвать у испытуемого человека точно такие же ощущения, какие он испытал бы в ракете во время взлета. Полученные с помощью такого эксперимента результаты говорят о том, что экипаж ракеты сможет без вреда перенести ускорения, связанные с необходимостью развить круговую скорость: четырехкратная-пятикратная перегрузка в течение нескольких минут переносится безболезненно большинством испытуемых.

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, и меньше всего — лежа. Наиболее действенным средством для уменьшения усталости при перегрузке является помещение человека в специальный индивидуально пригнанный футляр ¹⁾. Опыты показали, что применяемые со времени II мировой войны менее совершенные «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 в течение промежутка времени, превышающего период работы двигателя орбитальной ракеты.

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.

Ощущение направления силы тяжести или реактивной тяги возникает у человека вследствие взаимодействия зрительных реакций, изменения тонуса мышц и органов чувств равновесия. Отолиты (слуховые камешки), расположенные в вестибулярном аппарате, в двух перепончатых мешочках (саккулусе и утрикулусе), раздражают своим весом рецепторы (чувствующие клетки) нижних стенок, что приводит к восприятию направления силы тяготения. При ускоренном движении в любом направлении отолиты, завешенные в тканевой жидкости, раздражают благодаря своей инерции рецепторы, расположенные на разных стенках вестибулярного аппарата и, таким образом, воспринимают силу реактивной тяги (и линейно ускоренное движение) в любом направлении. Что касается угловых ускорений, то они воспринимаются полукружными каналами лабиринта.

3. Жизнь в условиях невесомости

Мы видели, что, достигнув круговой скорости за пределами атмосферы, ракета уже не упадет обратно на Землю, а будет обращаться около нее как спутник. То же самое произойдет с людьми, находящимися на ракете-спутнике: они тоже не будут падать обратно на Землю, то есть не будут ощущать силы ее притяжения. Точно так же на Земле благодаря ее стремительному движению вокруг Солнца мы не ощущаем силы солнечного притяжения, а ощущаем лишь силу притяжения нашей планеты. На спутнике же сила его собственного притяжения будет неощутима вследствие ничтожной массы этого искусственного небесного тела. Следовательно астронавты не будут ощущать никакого веса.

¹⁾ Такое предложение выдвигалось автором настоящей книги в 1933 году в работе, представленной Комитету астронавтики в Париже.

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 прижимающей силы, а не силы земного притяжения ощущают астронавты; эта сила 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.

Организм человека в условиях невесомости. Влияние невесомости на людей и животных можно отчасти изучать во время вертикального падения самолета или затяжного прыжка с парашютом (до его раскрытия). Действие невесомости на человека удалось также изучить во время высотных полетов реактивных самолетов. Для проведения опытов самолет поднимается на большую высоту в очень разреженные слои атмосферы, и в момент, когда он, поднимаясь, набирает максимальную скорость, двигатели выключаются. Самолет начинает двигаться тогда по так называемой *параболе невесомости*, как подброшенный камень, испытывая только незначительное сопротивление воздуха. В этих условиях сила тяжести почти совсем исчезает («почти», поскольку все же имеется некоторое сопротивление среды).

Можно также, двигаясь по этой параболе, включить двигатель на небольшую мощность с тем, чтобы компенсировать сопротивление внешней среды. Тогда аппарат будет двигаться по такой же траектории и с такой же скоростью, как в безвоздушном пространстве, вследствие чего получится состояние идеальной невесомости.

В другом варианте создания параболы невесомости летчик сначала направляет ракетный самолет в пикирующий полет. Для этого на вводном участке самолет снижается с нарастающей скоростью по наклонной линии. Затем самолет переходит на мгновение на горизонтальный полет и тут же на направленную вверх дугу вывода. Радиус кривизны траектории и скорость полета сочетаются таким образом, чтобы ощущаемая летчиками перегрузка не превосходила, например, утроенную силу тяжести на поверхности Земли. Когда самолет достиг скорости порядка 800 километров в час, двигатель выключается, и аппарат, не встречая в стратосфере заметного сопротивления воздуха, движется по дуге, близкой к параболе с вершиной, расположенной примерно на 2,5 километра над уровнем, на котором двигатель был выключен. При этом самолет движется по восходящей ветви параболы 23 секунды и столько же времени спускается по нисходящей ветви. В момент достижения аппаратом прежней высоты двигатель включается и фигура «параболы невесомости» может быть повторена.

Для увеличения размеров «параболы невесомости» и тем самым продолжительности проводимого опыта ракетный самолет может быть брошен в пикирующий полет с поднявшего его на большую высоту самолета-авиаматки. При получении «параболы невесомости» по описанному методу предварительное пикирование значительно поднимает достигаемый потолок¹⁾.

Таким образом, на реактивном истребителе можно создать состояние невесомости примерно в течение 1 минуты. На усовершенствованном самолете удастся продлить это время до 2—3 минут.

Опыты показали, что ощущение невесомости в течение одной минуты безвредно для человека, хотя в первые моменты времени он теряет всякий контроль над своими движениями (они становятся очень резкими).

Дирингсгофену (ФРГ) первому удалось неоднократно подвергаться условиям невесомости в течение 8—10 секунд, причем испытанные им ощущения он определил как приятные. В последнее время был проделан ряд опытов над невесомостью на ракетных самолетах, достигших высоты 27 с лишним километров. У Егера, совершившего этого рода полеты, уже спустя 8—10 секунд пребывания в состоянии невесомости была нарушена способность ориентировки, на тринадцатой секунде ему показалось, что он вращается в неопределенном направлении, а на пятнадцатой — что он потерялся в пространстве, вследствие чего пришлось прекратить испытания, хотя имелась техническая возможность продления состояния невесомости до полминуты. В 1951 г. Баллингер (США) руководил опытами отвесного подъема реактивного самолета с одним пассажиром. В 30 полетах условия невесомости удерживались в течение 15—20 секунд. Летчик и пассажир прикреплялись к сидениям с помощью ремней и пользовались ориентиром. Ни головокружение, ни неkoordinированные движения не наблюдались. На IV Международном астронавтическом конгрессе Бек (Аргентина) сообщил, что во время произведенных им опытов над влиянием невесомости при отвесном пикировании подопытные значительно лучше выполняли тесты, когда они были прикреплены ремнями к сидению. При подобных же опытах с черепахами животные тщательно пытались поймать приманку, но с этой задачей хорошо справлялась черепаха с поврежденными органами равновесия. Опыты, произведенные на ракетах типа «Аэроб», также показали, что мышшь с поврежденными органами равновесия, в отличие от нормальной мышши, хорошо переносила состояние невесомости. Спокойнее вела себя нормальная мышшь, которой была отведена полочка, чем другая, не имевшая опоры.

На VII Международном астронавтическом конгрессе Гератеволь (США) сделал сообщение о результатах трехсот опытов по изучению воздействия кратковременной невесомости, которым подверг-

¹⁾ Этот метод повышения потолка был предложен и рассчитан автором в 1935 г. См. А. Штернфельд, Введение в космонавтику, М.—Л., 1937, в стр. 223—225.

лись 16 человек во время специальных экспериментальных полетов в 1955—1956 гг.

Ввиду большого значения этого вопроса для астронавтики остановимся подробнее на этих экспериментах. Испытания производились на самолете типа «Локхид Т-33». За время каждого полета самолет четыре раза совершал пикирование с высоты 6100 метров до высоты 5300 метров под углом в 40° к горизонтالي, которое продолжалось 15 секунд. При первом пикировании испытуемый на невесомость держал глаза открытыми, при втором закрытыми. Во время третьего пикирования нужно было следить за «плавающим» в воздухе предметом и за собственными руками. В первые три раза испытуемый держал перед глазами небольшую занавеску, во время же четвертого пикирования он ею больше не пользовался, а, наоборот, смотрел наружу. После возвращения на первоначальную высоту испытуемый иногда требовал от пилота совершить дополнительное пикирование для проверки ощущений. Если же он чувствовал себя плохо, то опыты прерывались, включался приток в кабину чистого кислорода, температура микроатмосферы доводилась до необходимого уровня и самолет возвращался на аэродром. В случае хорошего самочувствия подопытных они сразу же после пикирующих полетов подвергались трехкратному полминутному воздействию невесомости при полете с выключенным мотором вдоль параболических дуг. Полет по восходящей ветви параболы совершался при совершенно не работающих моторах, а по нисходящей ветви — при скорости вращения винтов на 25 процентов меньше нормальной (с целью компенсации сопротивления воздуха). Переход с одной параболической траектории на другую происходил по сопряженным с ними круговым дугам при включенном двигателе. На этих переходных участках центростремительное ускорение достигало величины, почти втрое больше ускорения свободного падения. В завершение опытов по особому требованию испытуемого летчик совершал два поворота самолета вокруг его продольной оси — вправо и влево. При этом испытуемый проверял свои ощущения, особенно визуальные.

Испытуемые обычно сами анализировали и излагали свои ощущения. Ряд данных был собран врачом, сопровождавшим «пациентов» на борту самолета.

Чувствительность к физиологическому воздействию невесомости оказалась чрезвычайно различной не только у разных лиц, но даже у одного и того же человека в зависимости от обстоятельств. В то время, как многие лица ощущали потерю тяжести даже с удовольствием, другие более или менее тяжело заболели. Некоторые испытывали тошноту, последствия которой давали себя чувствовать в течение многих часов после приземления. Как и в опытах Баллингера, о которых уже рассказывалось, в течение кратковременной невесомости патологических процессов в кровообращении не наблюдалось, а волевые движения головой в условиях невесомости не вызывали неприятных ощущений.

35-летний пилот Стэллингс (США), имеющий за собой тысячу летных часов на реактивном самолете и подвергавшийся свыше двухсот раз воздействию невесомости (главным образом на самолете, который он сам пилотировал), сообщает, что для движения конечностей не требовалось усилий и мускульная координация несколько не нарушалась. Не представляло трудности ориентировать самолет по отношению к земной поверхности. Направления «верх» и «низ» не подвергались изменениям. По словам Стэллингса состояние невесомости вызывало у него приятное ощущение. Он не заметил никаких неблагоприятных симптомов в отношении зрения, слуха, дыхания в условиях невесомости.

Сам Гератеволь, испытавший на себе действие невесомости в течение 47 секунд, охарактеризовал на VII Международном астрономическом конгрессе свои ощущения следующим образом: «Я никогда в жизни не чувствовал себя так хорошо, и если я мог бы выбирать род отдыха, мой выбор пал бы, несомненно, на состояние невесомости».

Другой испытуемый, 46 лет, имеющий богатый опыт полетов на планерах, напротив, рассказывает, что во время невесомости он терял представление о «верхе» и «ниже».

Среди испытуемых, заболевших от воздействия невесомости, были и двадцатилетние новички, и летчики в возрасте тридцати с лишним лет, имеющие за собой 1000—1500 летных часов.

Влияние невесомости во многом зависит от тренировки и длительности пребывания в состоянии невесомости. Очень рискованно распространять результаты кратковременного воздействия невесомости на влияние невесомости в течение длительного периода времени. Саймонс (США), например, считает, что латентный (скрытый) период развития «пространственной болезни» значительно дольше кратких промежутков времени, в течение которых в настоящее время удается создавать физические условия невесомости. В случае возникновения морской болезни, которая в некоторой степени похожа на «пространственную болезнь», даже для новичков латентный период длится не менее 15—20 минут. Гератеволь, напротив, думает, что люди, которые хорошо переносят невесомость в течение небольшого промежутка времени, смогут переносить ее и более длительное время. Если окажется, что возможно подобрать людей, стойких по отношению к «пространственной болезни», то это значительно упростит конструкцию обитаемых искусственных спутников и космических кораблей и облегчит их создание.

Значительно дольше человека (до 3—4 минут) переносили состояние неполной, правда, невесомости мыши, собаки и обезьяны. В опытах, проведенных в СССР под руководством А. В. Покровского, собаки поднимались на высоту до 110 километров (а затем до 200 километров). Во время падения ракеты обратно на Землю собаки в скафандрах с соответствующей установкой выбрасывались с помощью катапульты. Одно катапультирование производилось на высоте 90—85 километров, а другое — на высоте 50—35 километров,

и, начиная с высоты 4 километров, опускались на парашютах на Землю. Все 9 подопытных животных благополучно приземлились (3 собаки проделали это дважды (рис. XVII). Произведенные во время полета киносъемки, электрокардиограммы, измерения температуры собак, их пульса и т. д. показали, что в основном животные могут хорошо приспособиться к условиям невесомости, реагируя на нее по-разному в зависимости от индивидуальных особенностей.

Мы видим, таким образом, что кратковременное состояние невесомости не вредно для живых организмов во всяком случае оно безвредно для многих людей. 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 более тонкой центральной нервной системой.

Несколько сложнее будет обстоять дело с дыханием. Известно, например, что при кратковременном падении в первые моменты спуска на парашюте 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). Перистальтические процессы (ритмичные сокращения стенок кишок, желудка и других полых органов, способствующие передвижению пищи) также могут протекать в условиях невесомости.

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. Правда, очень трудно долгое время держать голову опущенной ниже туловища. Это показывает, что при некоторых необычных положениях тела сила тяжести вредно действует на организм. Но это вовсе не означает, что для других нормальных положений тела наличие силы тяжести необходимо.

С другой стороны, 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 отсут-

ствие веса не внесет существенного расстройства в деятельность организма.

Таковы результаты исследования влияния невесомости на живой организм в земных условиях. Запуск второго советского искусственного спутника с подопытным животным открыл совершенно новые возможности изучения приспособляемости организмов к условиям мира без тяжести. На втором советском искусственном спутнике впервые проведена опытная проверка действия длительной невесомости на живой организм. Этот опыт оказался ободряющим: физиологическое поведение находящейся на борту спутника собаки, помещенной в специально оборудованной герметической кабине, было удовлетворительным не только в течение первых часов, но и нескольких суток.

Это дает нам основание полагать, что астронавт не потеряет самообладания хотя бы в начале полета с ощущением потери веса и сможет за это время создать на борту космического летательного аппарата приемлемые условия жизни.

Работа и быт в условиях невесомости. Остановимся теперь на физических явлениях, которые будут иметь место в условиях невесомости во время повседневной жизни на искусственном спутнике и которые, естественно, будут существенно отличаться от привычных физических явлений на Земле.

При отсутствии тяжести представление о «верхе» и «ниже» в обычном их понимании исчезнет, «низом» лишь условно будет считаться направление к центру Земли. Выпущенный из руки предмет не будет падать «вниз». 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, подтягиваясь к стенкам или неподвижно закрепленным предметам и затем отталкиваясь от них.

Следует заметить, что хотя на искусственном спутнике тела и будут невесомы, но для того чтобы привести их в движение или, наоборот, остановить, или хотя бы замедлить движение, потребуется подействовать на них с определенной силой в течение какого-то промежутка времени, так как они не потеряют, разумеется, свойства инерции, присущего любой массе.

При выходе из искусственного спутника в заатмосферное 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 противоположном 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. Например, флаги с жидкостью нужно будет прикреплять к стене. При приготовлении пищи кастрюли нужно будет закрывать крышками и приводить их во вращательное движение с помощью специальной центрифуги с тем, 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.

Если в условиях невесомости чиркнуть спичкой о коробок, то головка вспыхнет, но спичка не зажжется. Не будут гореть ни свеча, ни газовая горелка. Дело в том, что в земных условиях продукты сгорания — горячие газы, как более легкие, поднимаются вверх (явление конвекции) и дают доступ новым порциям кислорода, необходимого для поддержания пламени. Но в условиях невесомости газы не легче окружающего их воздуха. Скопляясь около пламени, они будут гасить его. Для поддержания пламени придется подводить к горелке непрерывную струю кислорода. Удобнее, конечно, будет пользоваться электрическими нагревательными приборами.

В условиях невесомости содержащаяся в воздухе пыль не будет оседать на пол и другие поверхности, что представит угрозу для здоровья. Для борьбы с пылью можно будет применять электропыльтры.

Одежда астронавтов должна быть изготовлена так, 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 (например, передвижение грузов) при состоянии невесомости существенно облегчатся.

4. Искусственная тяжесть

Итак, мы пока еще не располагаем опытными доказательствами того, что человек будет чувствовать себя вполне нормально в условиях невесомости. Возможно, что придется применять специальные медицинские средства для поддержания нормальной деятельности человеческого организма (Оберт). Вследствие длительного пребывания в состоянии невесомости космонавтам в большей или меньшей мере угрожает также потеря жизнеспособности 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.

Как уже говорилось (стр. 142), можно создать искусственную тяжесть только в некоторой части искусственного спутника путем ее вращения.

Таким образом, мы видим, что 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 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 человеческого 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 вращения.

5. Вредные излучения

Как известно, атмосфера нашей планеты является надежной защитой всего живого на Земле от вредных излучений Солнца. Кислород, содержащийся в верхних слоях атмосферы, поглощает эти излучения, превращаясь в озон. Это происходит следующим образом.

Под влиянием ультрафиолетовых лучей Солнца происходит диссоциация (распад) молекул кислорода, что сопровождается зна-

чительным поглощением энергии солнечных лучей в ультрафиолетовой части спектра. В дальнейшем образовавшиеся при распаде свободные атомы кислорода соединяются с молекулами кислорода, в результате чего получаются молекулы озона, состоящие 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 действия ультрафиолетового излучения. 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 случае пространство между стенками обшивки можно будет заполнить слоем кислорода, который, действуя аналогично атмосферному кислороду, т. е. превращаясь в озон, создаст барьер против ультрафиолетовых лучей Солнца. Что касается иллюминаторов искусственных спутников, то, как известно, даже обыкновенное стекло сильно 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.

Заатмосферное пространство пронизывается также космическими лучами (большой частью задерживаемыми земной атмосферой), которые состоят 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 поверхности искусственного спутника за каждые 10 минут будет бомбардироваться миллионом (а может быть, и несколькими миллионами) этих частиц, то станет понятно, насколько серьезна опасность, угрожающая искусственному спутнику со стороны космических лучей. Но не только это так называемое первичное излучение представляет опасность для человеческого организма. При столкновении космических лучей с обшивкой искусственных спутников (или скафандра) будет образовываться также вторичное космическое 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 относится к первичному излучению.

Следует заметить, что, с другой стороны, на искусственном спутнике человек не будет больше подвергаться действию излучения, обусловленного радиоактивным распадом минералов в земной коре, которое на поверхности Земли вдвое превышает дозу проникающих сюда сквозь толщу атмосферы космических лучей и составляет $\frac{1}{5000}$ рентгена ¹⁾.

О влиянии космических лучей на организм человека мы знаем еще очень мало. Лабораторные опыты в этом направлении находятся лишь в зачаточном состоянии. С этой точки зрения большой интерес представляет прочитанный на VII Международном астронавтическом конгрессе доклад Саймонса из Отделения пространственной биологии в Нью-Мексико (США). Доклад был посвящен действию космических лучей на мелких животных. С экспериментальными целями было использовано 25 стратостатов, каждый из которых поднимал груз в 135 килограммов на высоту до 30 километров. Продолжительность каждого полета доходила до 30 часов. Результаты измерений передавались по радио. Подопытные животные помещались в алюминиевых шарообразных капсулах диаметром в 76 сантиметров. Еще лучше обеспечивали герметичность капсулы из органического стекла. При дневных испытаниях капсулы охлаждались водой, в случае же ночных опытов они покрывались теплоизоляционным материалом. Опыты производились на пятидесятиградусной широте геомагнитной сетки. В результате поражения первичными космическими лучами на коже черных мышей появлялись седые пятна значительно больших размеров, чем это предполагалось. В других опытах даже после 24-часовой экспозиции никаких заболеваний не замечалось. Подопытные животные после экспериментов еще длительное время должны находиться под тщательным наблюдением.

Для проверки действия космических лучей на человеческий организм швейцарский ученый Эйгстер проделал такой опыт. Небольшой кусок консервированной человеческой кожи был поднят ракетой на высоту в несколько десятков километров и подвергался действию космических лучей. После спуска ракеты эту кожу удавалось привить человеку, она, следовательно, не потеряла жизнеспособности. В более широком масштабе аналогичные опыты были затем проделаны в США.

В случае поражения части клеток сетчатки глаза космическими лучами человек не потеряет зрения, поскольку окружающие клетки остаются при этом незатронутыми. То же касается чувствительных клеток органов слуха. (По данным школы авиационной медицины Военно-морского флота США в городе Пенсакола штата Флорида.)

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

Грауль (ФРГ), обсуждая радиобиологические проблемы космического полета, пришел к заключению, что явления, связанные с

¹⁾ Рентген — единица дозы рентгеновского и других излучений.

полетом в мировом пространстве, могут оказать губительное влияние на человеческий организм только в случае, если путешествие будет длиться дольше нескольких месяцев, причем вред космического и ультрафиолетового излучения различен для разных лиц.

Влияние первичных космических лучей на биологические процессы удастся, быть может, исследовать и в лабораторных условиях.

Для защиты человека от первичных и вторичных космических лучей, согласно некоторым авторам, можно было бы покрыть искусственные спутники свинцовой броней толщиной в десять сантиметров. На высотах, превышающих 100 километров, 35 процентов космических лучей задерживается слоем свинца в 2—4 сантиметра. Но переброска на искусственный спутник даже значительно более тонкой брони связана с неимоверными трудностями. Отличным средством защиты от действия космических лучей являются водород и содержащие его соединения, как вода или углеводороды. 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).

6. Метеорная опасность

Часто высказываются опасения, что искусственный спутник рискует встретиться с крупными метеорными телами и что, более того, даже микрометеорит вследствие своей огромной скорости, обладает большей разрушительной энергией, чем, скажем, камень, брошенный изо всех сил в искусственный спутник. Насколько велика эта опасность и каковы способы защиты от нее?

Наша планета подвергается непрерывной «бомбардировке» метеорными телами. В течение года на поверхность Земли падает несколько тысяч метеоритов. Эти каменные или гораздо реже железные тела до проникновения в земную атмосферу имеют различные размеры; поперечник некоторых из них доходит до нескольких метров и больше. Что же касается метеорных пылинок, то их на Землю падает от 10 до 100 тысяч в одну секунду. Общий вес метеорных тел, падающих на Землю в течение суток, оценивается в 10—15 тонн (В. С. Орлов, Б. Ю. Левин, СССР).

Пересекая атмосферу, метеорные тела вследствие сопротивления воздуха раскаляются, причем яркость вспышки иногда превосходит яркость Солнца. Видимая длина пробега метеорита в атмосфере (его «след») обычно превышает триста километров.

При падении крупного метеорита на Землю происходит сильный взрыв, причем основная масса метеорита превращается в газ, а

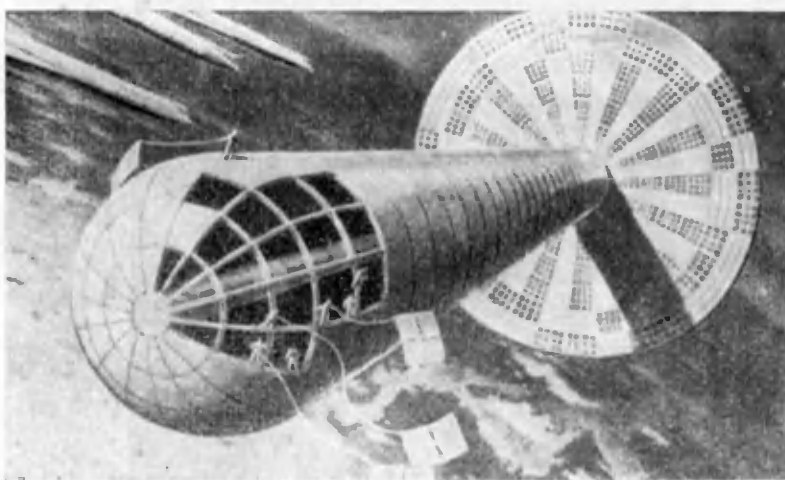
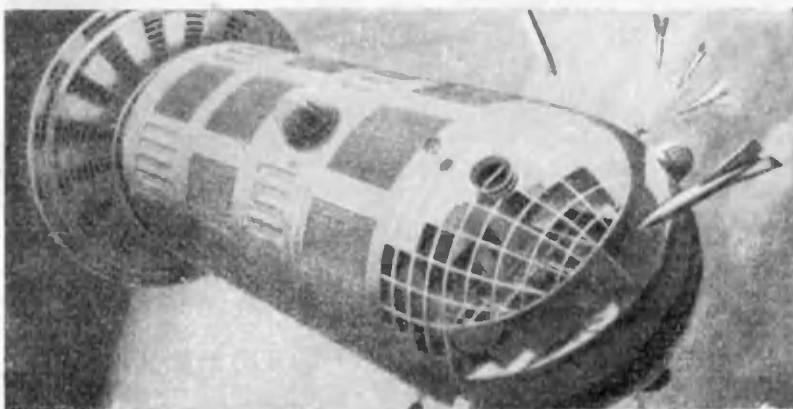
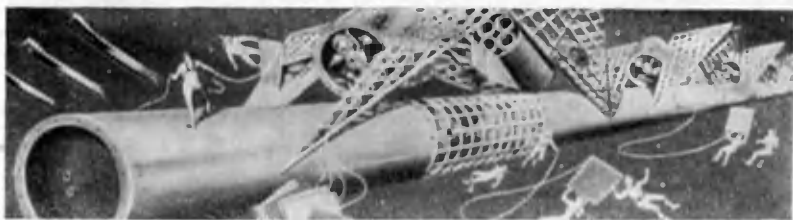


Рис. XV. Разные фазы строительства искусственного спутника Земли по проекту Ромика.

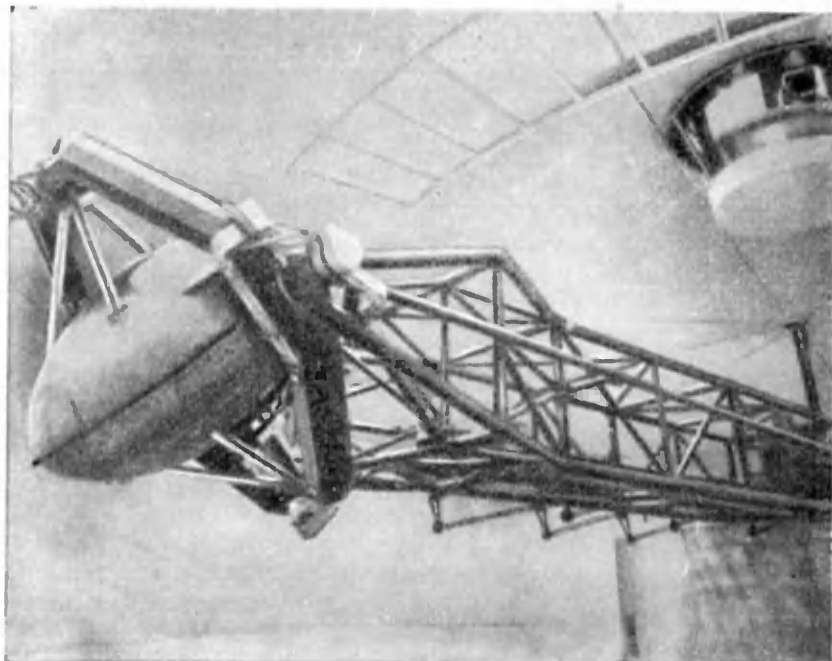


Рис. XVI. Центрифуга для исследования влияния перегрузок на организм человека (США).



Рис. XVII. Собака «Малышка» после возвращения с высоты в 110 километров, на которую она поднималась в ракете.

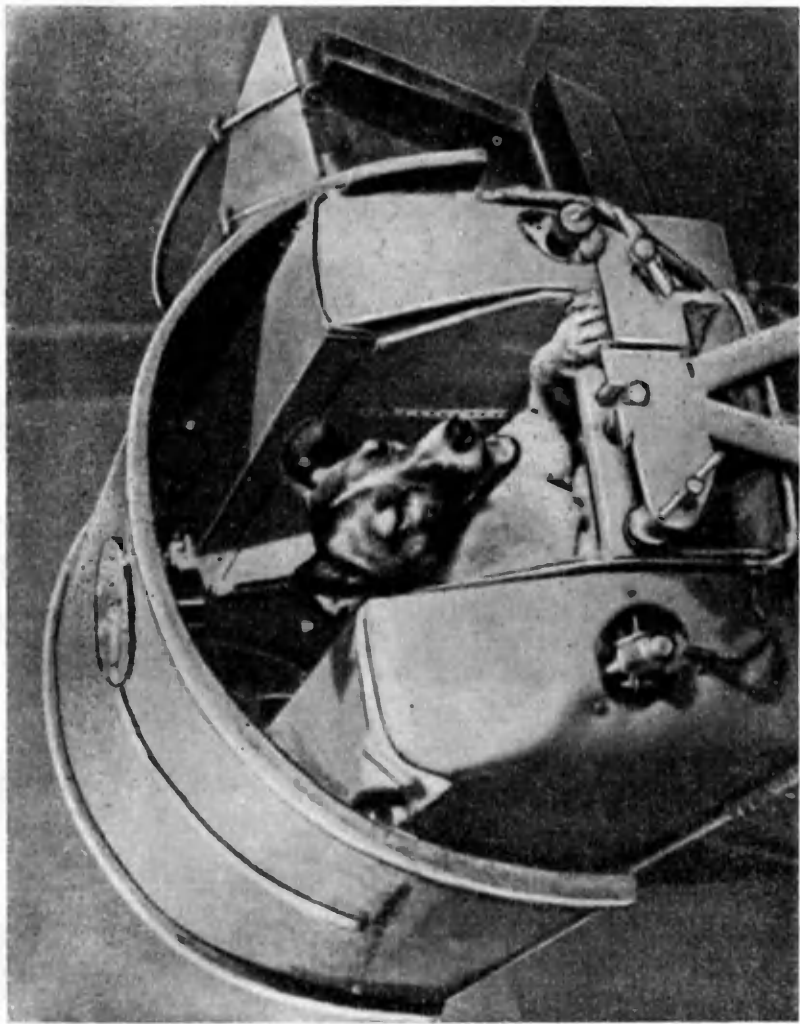


Рис. XVIII. Собака «Лайка» в герметической кабине перед установкой на второй советский искусственный спутник.

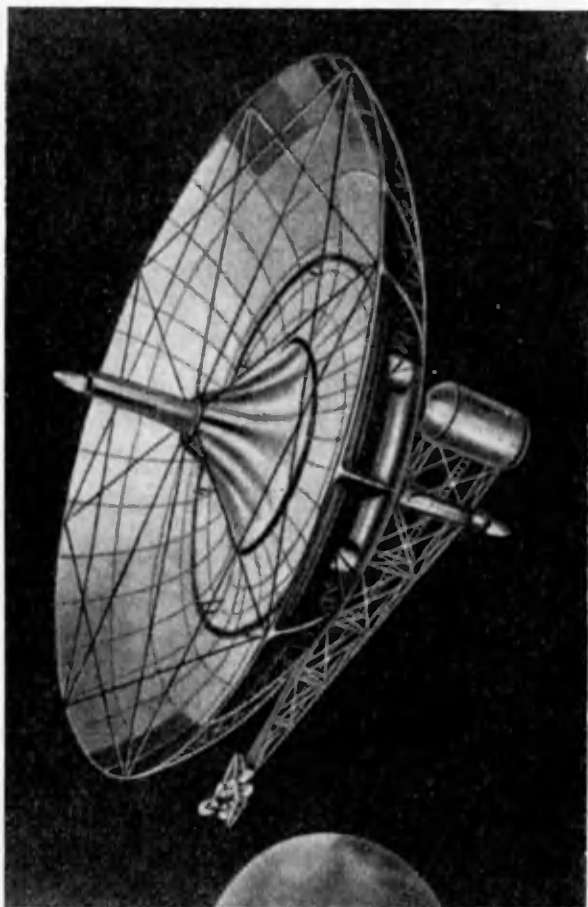


Рис. XIX. Искусственный спутник с гелиоустановкой
(по Смигу и Россу).

остальная разлетается в виде осколков. На поверхности Земли на месте падения метеорита образуется кратер диаметром, достигающим иногда 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 единицы в час, а для метеоритов диаметром 1 миллиметр — до 0,0000005 единицы в час, то есть одно попадание.... за 230 лет (Таннер, Великобритания). Сходные данные получил Гриммингер, рассчитавший вероятность попадания каменных метеоритов в искусственный спутник, имеющий поверхность в 93 квадратных метра и движущийся вокруг Земли на высоте 483 километра. При диаметре метеорита 5,21 миллиметра (размер капли воды) средний период времени, отделяющий два последовательных попадания метеоритов в спутник, оказался равен 38 800 годам; при диаметре 1,12 миллиметра — 388 годам, а при диаметре 0,24 миллиметра — 3,88 года.

Несмотря на такие, казалось бы, обнадеживающие выводы теории вероятностей, нельзя все же считать искусственный спутник гарантированным от попадания метеоритов даже больших размеров уже в самом начале своего полета.

Кратковременная бомбардировка метеорными пылинками не представляет опасности для искусственного спутника, несмотря на огромную скорость движения метеоритов, достигающую до нескольких десятков километров в секунду. Попадание микрометеоритов в высотные ракеты, например, оставляет столь незначительные следы, что обнаружить их на отлично отполированных пластинках обычно удается только с помощью микроскопа, и лишь очень редко диаметр таких «кратеров» достигает 2—3 миллиметров при глубине всего в несколько микрон, причем кратер окаймлен цветами побежалости. 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. В другом опыте, произведенном в США в 1953 году, на высотах от 40 до 140 километров было зарегистрировано 66 столкновений за 144 секунды (на квадратный метр в течение секунды приходилось 4,9 соударения). Наконец, в 1955 году при проведении опыта со значительно более чувствительной аппаратурой произошло 114 столкновений, из которых 101 произошло на высоте от 85 до 103 километров, а остальные ниже. В среднем в этом опыте происходило 175 ударов на квадратный метр в течение секунды.

Поскольку современные ракеты поднимаются выше уровня вспышки метеоров, теоретически не исключена возможность их столкно-

вений и с большими метеорными телами, что могло бы причинить значительный ущерб. Что же касается искусственного спутника, особенно если он продолжительное время обращается вокруг Земли, то даже микроскопические метеорные тела могут постепенно разрушить его обшивку. «Капля долбит камень не своей силой, а частым падением», — говорит древняя пословица. Вследствие частого попадания метеорных пылинок блестящая часть обшивки спутника станет, по-видимому, со временем матово-темной, а это повлечет за собой нежелательное повышение температуры внутри спутника. По этой же причине стекла кабин могут стать недостаточно прозрачными.

Самую большую опасность представляют метеориты величиной с песчинку или камешек. Попадание таких метеорных тел в искусственный спутник может стать причиной его гибели, так как малейшая пробоина нарушит герметизацию кабин, и воздух начнет быстро улетучиваться из нее. Это может представить большую опасность для человека, так как при давлении 47 миллиметров ртутного столба вода, содержащаяся в человеческом организме, закипает. Опыты, правда, показали, что при резком падении внешнего давления человек сохраняет самообладание в течение примерно 15 секунд, а это время может оказаться достаточным для того, чтобы включить кислородный аппарат скафандра.

Необходимо отметить, что действенные способы предохранения искусственного спутника от метеорной опасности пока не найдены. Для защиты от последствий столкновения с метеоритами некоторые предлагают сделать обшивку двойной (или многослойной), надеясь, что взрыв, который произойдет при попадании метеорного тела во внешнюю обшивку, не нарушит цельности внутренней обшивки. Уиппл предложил при помощи распорок закреплять броневую облицовку спутника на расстоянии 2—3 сантиметров от его корпуса. Для амортизирующей брони наиболее подходящим металлом Лэнгтон (Великобритания) считает хромистую сталь. При толщине в один миллиметр такая броня была бы достаточной даже для предохранения от сравнительно крупных метеоритов, встречаемых в среднем один раз за два года.

Образовавшуюся небольшую пробойну от попадания метеорита можно временно закрыть резиновой пластинкой, которая сама прижмется к стенке внутренним давлением воздуха. Еще лучше воспользоваться эластичным пластырем, покрытым слоем клея. Но микрометеориты смогут пробивать также незаметные для простого глаза отверстия, которые также необходимо будет заделать.

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, удастся бороться с метеорной опасностью с помощью радиолокационных установок, автоматически изменяющих путь искусственного спутника. Максимальная скорость движения метеорита относительно Солнца в «окрестностях» Земли составляет 42

километра в секунду. Максимальная же скорость искусственного спутника относительно Солнца составляет не более 11 километров в секунду плюс орбитальная скорость движения Земли (почти 30 километров в секунду), т. е. всего не более 41 километра в секунду. Следовательно, даже при встречном движении скорость попадания метеорита в спутник не может превысить 83 километров в секунду. Поэтому если радиолокатор будет отмечать приближение метеорного тела за 1000 километров, то в распоряжении автоматов останется двенадцать секунд, чего вполне достаточно для изменения направления движения спутника.

Следует, однако, 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 очень сомнительна. 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: как только будет обнаружен метеор, угрожающий спутнику, радиолокаторы-автоматы не выпустят его больше из «поля зрения». Они установят скорость, направление движения и местонахождение «врага» для каждого мгновения. Спустя долю секунды вступят в действие атомные пулеметы. Метеорное тело, которое «нацеливалось» на спутник, столкнувшись с пулей, 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 аэродинамического перегрева. Во время «сезона звездных дождей» экипаж спутника мог бы также укрыться в соответствующим образом оборудованном «метеоритоубежище» (при этом только самые необходимые приборы нужно было бы предохранять от попадания метеоритов).

Уиппл 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 Лэнгтоном. 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. Броня считается пробитой, если расплавленный металл хотя бы в одной точке коснулся внутренней поверхности обшивки. Лэнгтон 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.

В заключение отметим, что наиболее убедительным доказательством безвредности ударов микрометеоритов в обшивку искусственного спутника является опыт первого и второго искусственных спутников. Несмотря на удары микрометеоритов, спутники нормально вращались вокруг Земли, их аппаратура и, в частности, радиопередатчики работали безотказно.

7. 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 дыхания, необходимых для снабжения астронавтов: одни определяют этот рацион ниже 4 килограммов, другие даже в 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 североамериканских 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.

Рацион воды для человека в сутки определяют в 2 килограмма. Разумным 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.

На симпозиуме по астронавтике в Сан-Диего (1957 г.) много внимания было уделено вопросам переправки питания и т. п. астронавтам, находящимся на искусственном спутнике. Изучались также методы поддержания жизни астронавта на искусственном спутнике в случае исчерпания продуктов питания, воды и кислорода.

8. Космические скафандры

Естественно, что выход космонавтов 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 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 кос-

монавтам 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.

Постоянную температуру скафандра как в солнечных лучах, так и в тени Земли будет поддерживать термостат. Этот автомат будет компенсировать также колебания равновесной температуры скафандра при разных его 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.

9. Подготовка астронавтов к орбитальному полету

Несмотря на то, что весь процесс взлета и вывода искусственного спутника на орбиту будет осуществляться автоматическими устройствами, тем не менее необходима продолжительная подготовка астронавтов 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 назначенного пути. В отличие же от управления наземными видами 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.

Совершенно естественно поэтому, что astronautам потребуется соответствующая физическая подготовка. Ведь они должны будут обладать повышенной выносливостью организма на перегрузку и отсутствие тяжести, на низкое барометрическое давление микроатмосферы в космическом корабле, на большие колебания температуры. Пилотирование космического корабля и другие операции потребуют не только глубоких знаний, но и большой ловкости, серьезной предварительной тренировки. В осуществлении космического полета и биологические факторы — человек, его здоровье и выносливость — сыграют не последнюю роль.

Готовясь к полету на активном участке траектории, экипаж может тренироваться на центрифуге, которая может вращаться таким образом, чтобы центробежная сила возрастала так же, как будет в реальных условиях расти ощущение веса на орбитальной ракете. Однако тренироваться в перенесении невесомости в земных условиях можно будет только в течение весьма коротких промежутков времени.

Продолжительная тренировка astronautов, 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 проектируемой 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 которой 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. В барокамере может быть получено любое давление воздуха, действие реактивной силы может быть заменено центробежной силой и т. д. Однако дублер неизбежно будет обладать рядом недостатков. Невозможно, например, создать состояние длительной невесомости в лаборатор-

ных условиях, трудно создать эквивалент различных опасностей, угрожающих космонавтам в полете, таких, как космические излучения, попадания 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. 149) 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 устройствами¹⁾. Следует испытать эффективность спасательных средств в случае пробивки корабля метеорным телом, в случае сильного нагрева обшивки, а также ее глубокого охлаждения, в случае отказа кислородной установки, системы управления или связи, электрической сети и т. д.

Исправность автоматов в полете будет постоянно контролироваться экипажем и поэтому астронавты должны научиться 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 реактивных самолетов проводится обычно в течение нескольких лет.

¹⁾ Тренировка по использованию спасательных средств весьма важна. В авиации, например, подготовка летчиков включает программу преодоления всевозможных несчастных случаев, которые в действительности вряд ли могут произойти больше одного раза за двадцать лет службы.

ГЛАВА VII

НА БОРТУ ИСКУССТВЕННОГО СПУТНИКА

1. Дни, ночи и времена года на искусственном спутнике

Когда за автоматическими разведчиками вселенной в космос отправятся люди и когда они окажутся обитателями нового небесного тела — искусственного спутника Земли, они увидят много непривычного: новым будет движение небесного свода, необычной — смена времен года, странными покажутся и другие явления.

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 столько же раз могут сменять друг друга за одни земные сутки день и ночь на спутнике. 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 (рис. 40). 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. 57) не должен превышать определенной величины. С увеличением 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° . На расстоянии Луны угол α уже превосходит 179° .

При заданных размерах орбиты спутника максимальная длительность ночи (и минимальная длительность дня) соответствует случаю, когда плоскость орбиты параллельна солнечным лучам. Но теоретически и тогда на искусственном спутнике ночь может не наступить, если искусственный спутник будет обращаться вокруг Земли на расстоянии от нее, превышающем длину полной тени Земли. Эта тень простирается на расстояние, в 217 раз большее, чем радиус Земли, или в 3,6 раза большее расстояния Луны от Земли (см. рис. 57).

В рассматриваемом теоретическом случае спутник, не попадая в конус полной тени Земли, будет все же проходить через полутень Земли, и в это время с него будет наблюдаться прохождение Земли по диску Солнца.

Следует отметить, что указанная длина полной тени Земли соответствует ее среднему расстоянию от Солнца. Однако в афелии земной орбиты тень нашей планеты оказывается удлинненной и спутник, находящийся на более далеком

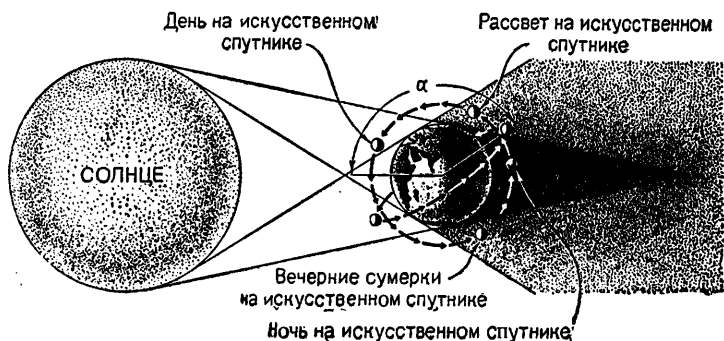


Рис. 40. Рассвет, день, вечерние сумерки и ночь на искусственном спутнике Земли.

расстоянии от Земли, чем 217 ее радиусов, может попасть в ее полную тень. В перигелии же тень Земли короче, и на спутнике, который на среднем расстоянии от Земли оказался бы в ее тени, ночь может не наступить.

Т а б л и ц а 29

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 дня на нулевой высоте	мин.	сек.	в процентах относительно длительности ночи 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	27	94,28
7000	3	35	56	511,5	40	35	96,13

В табл. 29 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 се-

кунд. 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. 40). Сумерки будут на спутнике и перед наступлением дня. Но вечерняя полутьма и пред-рассветный полумрак будут вызваны совсем не теми причинами, что 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 как поперечник полной тени Земли постепенно уменьшается, и, наконец, сходит на нет, поперечник полутени Земли непрерывно увеличивается. Если в течение местной ночи Солнца на спутнике совсем не будет видно, то в сумерки оно будет видно частично.

Мы всегда восторгаемся чудесным видом восходящего и заходящего Солнца. Эти чудесные краски восхода и захода объясняются прохождением солнечных лучей сквозь толстый слой воздуха. При наблюдении восхода и захода Солнца на искусственном спутнике влияние земной атмосферы еще более усилится, так как солнечный луч прежде, чем попасть в глаз наблюдателя, будет проходить иногда даже удвоенный путь сквозь атмосферу.

Вращение искусственного спутника вокруг своего центра масс также будет влиять на освещенность отдельных его частей, тем более, что на спутник будут падать не только прямые солнечные лучи, но и лучи, отраженные Землей и Луной.

На искусственном спутнике будут также свои времена года, обусловленные, как и на Земле, изменением длительности дня и ночи, но это изменение 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. Чем дольше спутник находится в тени, тем ниже его средняя температура. Условная зима на спутнике наступит в период самых продолжительных ночей, а лето — в период самых длинных дней. Ввиду того, что искусственные спутники даже самых больших размеров будут крохотными небесными телами, температура освещенной стороны как в северной, так и в южной части спутника, в отличие от Земли, будет практически одной и той же. На спутниках, быстро вращающихся вокруг своей оси, практически постоянная температура может установиться на всем спутнике.

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, пролетающий над полюсами на высоте 210 километров. Плоскость орбиты такого спутника, как и земная ось, будет наклонена к эклиптике под углом $66^{\circ}33'$. Допустим, что во время сентябрьского равноденствия 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 будет лежать в плоскости эклиптики, то продолжительность дня и ночи на протяжении всего года не будет изменяться и смена времен года будет отсутствовать. Если бы Земля не обращалась вокруг Солнца, то продолжительность дня и ночи на таком спутнике была бы такой, как это указано в таблице 29. Но, как уже сказано (стр. 23), в течение года Земля делает один оборот вокруг Солнца, а спутник по отношению к Солнцу сделает 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.

Указанная поправка возрастает с высотой полета спутника. Если для спутника, летящего на высоте одной десятой радиуса Земли, эта разница составляет всего плюс-минус одну секунду, то для спутника, обращающегося на высоте трех радиусов Земли, разница получается уже плюс-минус одна минута. Для искусственных спутников, движущихся вблизи орбиты 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: Допустим, например, что диаметр круговой орбиты равен трем радиусам Земли. Если не учитывать движения Земли вокруг Солнца, то максимальная длительность ночи на спутнике составит при этом 35 минут 48 секунд. Рассмотрим теперь эллиптическую орбиту с большой осью, равной также трем радиусам Земли (и следовательно, с тем же периодом обращения спутника), причем перигей ее лежит у самой земной поверхности. Если апогей орбиты

будет обращен к Солнцу, то ночь на спутнике продлится 34 минуты 12 секунд. Если же к Солнцу будет обращен перигей, то продолжительность ночи будет равна 1 часу 6 минутам 10 секундам. Для любого другого положения орбиты спутника продолжительность будет иметь некоторое промежуточное значение, если только Солнце будет находиться в плоскости орбиты.

Вообще сплюснутость 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. Это происходит потому, что хотя в апогее земная тень и 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 спутника с указанной плоскостью орбиты приведена в таблице 30. При составлении таблицы допущено, 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 происходить. Поэтому чере-

Т а б л и ц а 30

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

Радиус орбиты в радиусах Земли	Продолжительность «весны» и «осени» в сутках	Продолжительность «лета» в сутках	Продолжительность «зимы» в сутках	Радиус орбиты в радиусах Земли	Продолжительность «весны» и «осени» в сутках	Продолжительность «лета» в сутках	Продолжительность «зимы» в сутках
1,1	0,56	51,86	129,65	4	0,56	152,67	28,84
1,2	0,56	67,51	114,00	5	0,56	158,63	22,88
1,3	0,56	80,01	101,50	7	0,56	165,38	16,13
1,4	0,56	89,53	91,98	10	0,56	170,40	11,11
1,5	0,56	97,20	84,31	15	0,56	174,29	7,22
1,7	0,56	108,93	72,58	20	0,56	176,23	5,28
2	0,56	121,17	60,34	30	0,56	178,17	3,34
2,5	0,56	134,20	47,31	40	0,56	179,16	2,35
3	0,56	142,53	38,98	70	0,56	180,38	1,13

вание времен года на спутнике будет протекать несколько иначе, чем это указано в таблице, но величины соответствующих поправок не могут превысить продолжительности периода обращения спутника вокруг Земли.

Изменения продолжительности ночи на искусственном спутнике зависят также 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.

Таблица 31

Изменение продолжительности ночи в течение зимы на искусственном спутнике, движущемся в плоскости, перпендикулярной к плоскости эклиптики на высоте, равной радиусу Земли

Время, истекшее от середины зимы на спутнике (или оставшееся до середины зимы) в сутках	Продолжительность ночи		Отношение продолжительности ночи к продолжительности самой длинной ночи в середине зимы	Время, истекшее от середины зимы на спутнике (или оставшееся до середины зимы) в сутках	Продолжительность ночи		Отношение продолжительности ночи к продолжительности самой длинной ночи в середине зимы
	мин.	сек.			мин.	сек.	
0	39	27	100	20	29	32	74,9
5	38	54	98,6	25	22	5	56,0
10	37	13	94,5	30	4	7	10,4
15	34	14	86,8	30,17	0	0	0

В таблице 31 в качестве примера показано, как через каждые пять местных суток изменяется продолжительность ночи в течение зимы на искусственном спутнике, движущемся на высоте, равной радиусу Земли.

Знание продолжительности дня и ночи и времен года на искусственном спутнике имеет важное значение для определения условий и времени его освещенности солнечными лучами, то есть для наблюдения его с Земли, и для изучения солнечной радиации с помощью аппаратуры, помещенной на спутнике.

2. Вид неба и небесных тел с искусственного спутника

Как только орбитальная ракета вылетит за пределы сколь угодно ощутимой атмосферы, то есть через одну-две минуты после взлета, небесный свод утратит свой обычный голубой цвет и станет черным. Как известно, на Земле и затененных от Солнца местах

абсолютная темнота не наступает, так как солнечный свет, рассеиваясь в атмосфере, в той или иной мере попадает в полосу тени. В противоположность этому космические области, погруженные в тень какого-нибудь несветящегося небесного тела, оказываются почти в полном мраке. Небесный свод не озаряют там яркие, рассеиваемые атмосферой солнечные лучи; лишь слабо светятся звезды и туманности. Звезды не мерцают и все время отчетливо видны, если только защищать глаза от непосредственного действия солнечных лучей; в противном случае глаз, приспособившись к яркому свету Солнца, теряет способность различать звезды.

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.

Видимое движение Земли по небосводу. Рассмотрим сначала, каким будет казаться наблюдателю на искусственном спутнике движение Земли по небосводу. За местные звездные сутки он увидит, 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 (сравним 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 со спутника движение Земли на небесной сфере будет равномерным. В случае же эллиптической орбиты вследствие неравномерности движения самого спутника, а также из-за изменения расстояния до Земли наблюда-

телю 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.

Видимое движение Луны по небосводу. Наблюдателю, находящемуся на искусственном спутнике, будет казаться, что Луна также постоянно движется по небосводу. Это движение частично вызывается собственным перемещением спутника в пространстве. Но в то время, как 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 плоскость круговой орбиты искусственного спутника перпендикулярна к линии Земля — Луна. По мере перемещения спутника наблюдатель будет видеть 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 10 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 своей орбиты или в ее перигее)¹⁾.

Если плоскость круговой орбиты спутника будет наклонена по отношению к линии Земля—Луна, то будет казаться, что Луна описывает эллипс. При движении же самого искусственного спутника по эллипсу видимое движение Луны будет, как правило, эллиптическим, но при некотором определенном угле наклона орбиты может оказаться и круговым.

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 диаметр круговой орбиты спутника

¹⁾ В наших рассуждениях мы допускаем, что только искусственный спутник движется в мировом пространстве, все же остальные небесные тела неподвижны.

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 положении соединения (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 ¹⁾.

На фоне звездного неба Луна будет качаться вдоль прямой линии, изменяя при этом свои размеры. После противостояния она будет перемещаться направо, непрерывно уменьшаясь и двигаясь все медленнее и медленнее на небесной сфере. Затем она начнет двигаться влево, причем ее диск будет по-прежнему уменьшаться

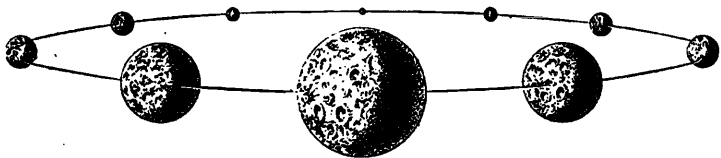


Рис. 41. Видимое с искусственного спутника движение Луны и изменение ее размеров при радиусе круговой орбиты, равном 55 радиусам Земли (перемещение Луны и изменение ее размеров показаны в разных масштабах).

и в положении противостояния станет наименьшим. Продолжая свое движение влево, диск Луны начнет увеличиваться и будет увеличиваться, уже повернув вправо, пока в противостоянии он не станет самым большим.

На рис. 41 показано, как по мере движения искусственного спутника вокруг Земли изменяются видимые размеры и положение Луны на небесном своде. При этом допускается, что система Земля—Луна неподвижна и что радиус орбиты искусственного спутника равен 55 экваториальным радиусам Земли. Для большей наглядности на рисунке показано движение Луны не как колебательное вдоль прямой, каким оно фактически будет наблюдаться, а как происходящее по сплюснутому эллипсу. Таким представилось бы движение Луны наблюдателю, находящемуся на спутнике, плоскость круговой орбиты которого наклонена под небольшим углом к линии, проходящей через центры Земли и Луны.

Отметим также, что видимое со спутника движение Солнца на небесной сфере, 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.

Влияние аберрации на видимое положение звезд. Известно, что положение звезд на небе, которое мы наблюдаем, несколько отли-

¹⁾ Строго говоря, во время соединения Луна вообще не видна, так как тогда она скрывается за диском Земли. Здесь имеются в виду ее видимые размеры в момент начала покрытия Землей (практически, они те же самые).

чается от истинного. Это явление объясняется взаимодействием скорости света и скорости движения Земли вокруг Солнца и называется аберрацией света. Рассмотрим теперь явление аберрации при наблюдении светил с искусственного спутника. Ясно, что скорость спутника относительно Солнца будет иной, нежели скорость Земли, и поэтому аберрация при наблюдениях со спутника будет не такой, как при наблюдениях неба с Земли.

В самом деле, скорость спутника относительно Солнца равна геометрической сумме орбитальных скоростей Земли и спутника (т. е. получается из этих скоростей построением по правилу параллелограмма). Следовательно, в зависимости от угла между орбитальными скоростями Земли и спутника аберрация будет усиливаться или ослабляться.

Рассмотрим простейший случай, когда звезда находится на линии Солнце — Земля. В этом случае наблюдаемое с Земли перемещение звезды из-за аберрации является наибольшим, оно равно 20,48 угловой секунды. В таблице 32 показано, в какой степени это перемещение усиливается в момент, когда спутник, двигаясь в плоскости эклиптики, пересекает линию Солнце — Земля — звезда и орбитальные скорости Земли и спутника складываются арифметически. Как мы видим, чем ближе к поверхности Земли движется спутник, тем больше перемещение звезды, что объясняется большей скоростью полета спутника. Если для круговых орбит «добавочное» перемещение может теоретически дойти до 26,6 процента, то для эллиптических оно может достичь 37,7 процента.

Таблица 32

Максимальное кажущееся изменение положения звезд на небе, вызванное (вследствие аберрации света) движением искусственного спутника относительно Солнца

Радиус орбиты спутника в экваториальных радиусах Земли	Максимальное кажущееся изменение положения звезды в угловых секундах	На сколько процентов максимальное кажущееся перемещение звезды для наблюдателя со спутника больше, чем для наблюдателя с Земли	Радиус орбиты спутника в экваториальных радиусах Земли	Максимальное кажущееся изменение положения звезды в угловых секундах	На сколько процентов максимальное кажущееся перемещение звезды для наблюдателя со спутника больше, чем для наблюдателя с Земли
1	25,92	26,6	5	22,91	11,9
1,5	24,92	21,7	15	21,89	6,9
2,5	23,92	16,8	200	20,86	1,9

Движение искусственного спутника, как уже говорилось, может и ослаблять явление аберрации. Такое ослабление будет максимальным тогда, когда направления движения Земли вокруг Солнца и спутника вокруг Земли будут противоположны.

В моменты, когда орбитальные скорости Земли и спутника будут образовывать между собой те или иные углы, аберрация будет усиливаться или ослабляться в той или иной степени. В таблице 33 показано, как изменяется вследствие аберрации положение на небесной сфере звезды, находящейся на линии Солнце — Земля, при наблюдении с нулевого искусственного спутника Земли в различные моменты.

Влияние вращения искусственного спутника на кажущееся движение небесных тел. До сих пор мы говорили о том, как должно будет сказываться на видимом движении небесных тел орбитальное движение искусственного спутника вокруг Земли. Представим себе теперь, что мы

**Изменение максимального перемещения звезд вследствие абберации
при движении нулевого искусственного спутника вокруг Земли**

Угол между линиями Земли — спутник и Земля — звезда	Кажущееся перемещение звезды в угловых секундах	Отношение кажущегося перемещения звезды к максимальному перемещению для наблюдателя на поверхности Земли в процентах	Угол между линиями Земли — спутник и Земля — звезда	Кажущееся перемещение звезды в угловых секундах	Отношение кажущегося перемещения звезды к максимальному перемещению для наблюдателя на поверхности Земли в процентах
0	25,92	126,6	100	19,53	95,4
20	25,60	125,0	120	17,76	86,7
40	24,65	120,4	140	16,31	79,6
60	23,20	113,3	160	15,36	75,0
80	21,42	104,6	180	15,04	73,4
90	20,48	100,0			

находимся на борту искусственного спутника, который с целью создания искусственной тяжести приведен во вращение. Каким мы увидим в этом случае движение небесной сферы? Прежде всего нам будет казаться, что небесный свод вместе с Землей, Луной, Солнцем и звездами вращается вокруг спутника. Один полный такой оборот небесной сферы будет совершаться за промежуток времени, в течение которого искусственный спутник сделает один оборот вокруг своей собственной оси вращения, т. е. в течение нескольких минут или даже доли минуты.

В те моменты, когда ось вращения искусственного спутника будет горизонтальна (перпендикулярна к радиусу-вектору), астронавтам будет казаться, что Земля то опрокидывается у них над головой, то уходит из-под ног. Если же ось вращения спутника в некоторый момент совпадает с осью вращения нашей планеты¹⁾, то будет казаться, будто бы Земля вращается вокруг своей оси с неимоверной скоростью (в сотни раз превышающей действительную), и с такой же огромной скоростью вращаются вокруг спутника Солнце и звезды. Вращение Земли в зависимости от направления вращения искусственного спутника может показаться прямым или обратным.

Если ось вращения искусственного спутника (она, как мы знаем, должна проходить через его центр масс), не совпадая с осью Земли, будет все же проходить через центр нашей планеты, то будет казаться, что Земля вращается не вокруг своей действительной оси, а вокруг оси вращения спутника. Астронавтам покажется, что полюсом Земли является та точка на ее поверхности, с которой искусственный спутник виден в зените. Следовательно, для астронавтов, движущихся вокруг Земли, этот мнимый земной полюс покажется кочующим, но в течение одного кажущегося оборота Земли

¹⁾ Поскольку искусственный спутник не может «стоять» над полюсом, такое совпадение продолжается одно мгновение.

вокруг своей оси последняя может переместиться лишь очень незначительно. Если, например, полюсный искусственный спутник движется на высоте трех радиусов Земли, то период его обращения вокруг Земли равен 7 часам 17 минутам, т. е. 437 минутам. Представим себе, что на торообразном искусственном спутнике диаметром 100 метров с помощью вращения создана нормальная (такая же, как и на Земле) сила тяжести. Для этого время одного его оборота вокруг собственной оси вращения должно составлять 14,2 секунды, т. е. 0,237 минуты. Таким образом, за это время (это одновременно и время оборота Земли вокруг своей кажущейся оси) «полюс вращения» переместится вдоль меридиана всего на $360^\circ \cdot \frac{0,237}{437} = 0,195^\circ$.

Строго говоря, следовало бы еще учесть влияние суточного вращения Земли, но практически оно почти не будет сказываться, так как за этот же промежуток времени земной шар повернется не более чем на $360^\circ \cdot \frac{0,237}{60 \cdot 24} = 0,059^\circ$.

В частном случае кажущийся полюс вращения Земли может оказаться и неподвижным. Это будет иметь место при наблюдении Земли со стационарного искусственного спутника, вращающегося вокруг собственной оси, проходящей через центр масс спутника и центр Земли. Таким полюсом может, например, оказаться горный массив Кения в экваториальной Африке с его плантациями бананов и кофейных деревьев. С точки зрения внеземных наблюдателей в этом случае Кольский полуостров, лежащий за полярным кругом, и остров Суматра, пересекаемый экватором, будут находиться на одной кажущейся «параллели».

Как мы видим, астронавтам на искусственном спутнике придется затратить определенные усилия, чтобы овладеть искусством космической навигации и использовать практическую астрономию, например, для корректирования орбиты спутника.

3. Микроатмосфера и ее кондиционирование

В некотором отношении космический летательный аппарат и, в частности, искусственный спутник напоминают подводную лодку: и здесь, и там экипаж вынужден жить в герметической кабине, полностью изолированной от внешней среды. Состав, давление, температура и влажность воздуха внутри кабины будут регулироваться специальными аппаратами. Но космический корабль по сравнению с подводной лодкой будет иметь то преимущество, что для него будет меньше разность между давлениями внутри кабины и снаружи. Для космического аппарата эта разность составляет всего одну атмосферу (снаружи давление равно нулю), а для подводной лодки — часто несколько атмосфер.

Вопрос о поддержании нужного давления в кабине космического аппарата имеет большое значение. Возможно, что при определенном составе воздуха астронавты смогут нормально дышать даже

при давлении в кабине ниже одной атмосферы. Между тем, чем меньше будет давление в кабине искусственного спутника, тем тоньше смогут быть стенки его корпуса, тем проще будет конструкция кабины и скафандров и тем меньше опасность утечки воздуха в мировое пространство в случае недостаточно плотных соединений оболочки или сквозь пробоину, образовавшуюся в обшивке (оболочке) вследствие попадания метеорита.

В земной атмосфере недостаток кислорода обычно дает себя чувствовать при давлении в 430 миллиметров ртутного столба, что соответствует высоте над уровнем моря в 4,5 километра. Опытами Бехага, Гарсо и Рише (Франция) установлено, что при уменьшении давления вдыхаемого воздуха следует увеличить содержание в нем кислорода, так как иначе может наступить удушье. Так, например, в одном из опытов испытуемый выдержал (с признаками легкого недомогания) давление вдыхаемой смеси в 100 миллиметров ртутного столба, но с содержанием кислорода около 75 процентов. Эти же исследователи, основываясь на опытах над кроликами, пришли к выводу, что человеческий организм способен выдержать понижение внешнего давления до 65 миллиметров ртутного столба, но при необходимом условии, что кислород составляет до 90 процентов вдыхаемой смеси газов¹⁾. При давлении газов ниже 47 миллиметров ртутного столба организм человека, как и любой другой организм, не может существовать даже в чистом кислороде, так как при таком давлении (оно соответствует давлению на высоте 19 километров) вода, которая содержится в организме человека (при 37°C), начинает кипеть. Такое явление, конечно, связано с опасностью для жизни: появляются разрывы кожи, клеток и т. д. (кессонная болезнь). При низком давлении, кроме того, ухудшается работа органов слуха и ощущается зубная боль (особенно запломбированных зубов, так как внутреннее давление пузырьков воздуха не уравновешивается давлением внешней среды). Для уменьшения испаряемости с поверхности тела также требуется повышение давления. Решение вопроса о наиболее целесообразном выборе давления может быть найдено только опытным путем.

Микроатмосфера кабины космического корабля не должна состоять из чистого или почти чистого кислорода.

Опытами установлено, что чистый кислород при давлении 190 миллиметров ртутного столба вызывает те же физиологические реакции, что и воздух на уровне моря. Однако при длительном вдыхании чистый кислород оказывает на организм расслабляющее действие. Считается, что снижение парциального давления²⁾ кисло-

¹⁾ Приведенные показатели давления и содержания кислорода имеют скорее теоретический интерес, так как в рассмотренных предельных указанных условиях выносливость человеческого организма исчерпывается до крайности. Для нормального же функционирования различных органов тела необходимо гораздо более высокое давление.

²⁾ Парциальное давление газа в смеси есть то давление, которое имел бы этот газ, если бы он один занимал весь объем смеси.

рода до 150 миллиметров ртутного столба не может вызвать физиологических расстройств, если общее давление не ниже 190 миллиметров ртутного столба. Поэтому для кабины космического летательного аппарата 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.

Следует заметить, что при большом количестве кислорода увеличивается пожарная опасность, быстро окисляются и портятся пищевые продукты; поэтому микроатмосфера должна также содержать определенное количество других газов. В связи с этим неоднократно обсуждалась возможность замены азота в микроатмосфере космического корабля или искусственного спутника каким-нибудь более легким инертным газом. В частности, в качестве составной части микроатмосферы космического корабля часто предполагают использовать гелий, поскольку он значительно (в 7,4 раза) легче азота. Фактически, однако, он мало пригоден для этой цели.

В самом деле, на выбор инертного газа для микроатмосферы влияет, в частности, и то, в какой степени он способен просачиваться наружу сквозь небольшие отверстия, что зависит не только от давления, но и от природы газа. Допускается, что скорость просачивания газа сквозь швы оболочки кабины наружу подчиняется закону Дарси, согласно которому она обратно пропорциональна квадратному корню из плотности газа. Быстрая же утечка газа из кабины вызовет у астронавтов кессонную болезнь, и процесс образования подкожных пузырьков будет протекать тем быстрее, чем больше растворимость данного газа в организме. Скорость просачивания для неона несколько больше, а для гелия значительно больше, чем для азота; напротив, для аргона и криптона она значительно меньше, чем для азота.

Важным является также мало изученный вопрос о влиянии скорости распространения звука в газе на разборчивость человеческой речи. С этой точки зрения из числа инертных газов только аргон может заменить азот в составе микроатмосферы.

Имеет значение также способность инертных газов передавать тепло. Замена азота гелием увеличила бы тепловые потери.

Рассматривая вопрос со всех точек зрения, Хевиленд (США) считает, что азот своими качествами превосходит любые другие газы и поэтому микроатмосфера на космическом корабле должна состоять из смеси кислорода с азотом. Этот вопрос, однако, нельзя считать окончательно решенным, необходимы новые исследования.

В полете было бы целесообразно располагать определенным запасом озона. Этот газ, обладающий окислительным и обеззара-

живающим действием, хорошо освежает воздух, что особенно важно для герметически закрытой кабины. Однако получить жидкий озон в устойчивом виде чрезвычайно трудно (см. стр. 85). 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 должны прибавляться нужные количества кислорода и водяных паров, причем содержание воды в свежем воздухе должно в результате быть меньше, чем в воздухе, поступающем в регенеративный аппарат. После этого смесь должна быть нагрета до нормальной температуры.

Очевидно, курение на борту искусственного спутника нежелательно: это влечет за собой не только лишний расход кислорода, но и весьма осложняет процесс очистки воздуха. Дым, образующийся при курении, и газы, образующиеся при приготовлении пищи, могут быть сконденсированы на холодных поверхностях (Грин, Канада).

Так как при кондиционировании воздуха приходится иметь дело с чередующимися процессами нагрева и охлаждения, то разумное их регулирование позволит получить значительную экономию тепловой энергии.

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 выделяется полкилограмма водяных паров).

Вряд 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 «проветривания» 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 закрывается, и кабина наполняется свежим воздухом. Выделение углекислоты из микроатмосферы может производиться также с помощью химических средств. Так, например, в погруженной подводной лодке удается с помощью поглотителей устранять углекислоту в течение многих суток. Этот метод регенерации воздуха применялся и на первом биоспутнике (то есть на втором советском искусственном спутнике): особые соединения, поглощающие углекислоту и избыток водяных паров, выделяли необходимый для дыхания животного кислород. При этом количество вещества, участвующего в упомянутых химических реакциях, регулировалось автоматически. Герметическая кабина биоспутника с кондиционирующей установкой показана на рис. XVIII.

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. Переброску 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. Такой метод и применялся на втором советском искусственном спутнике.

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.

4. Гелиотехника на искусственном спутнике

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

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, понятие температуры межпланетного пространства не имеет никакого смысла; это пространство в отличие от окружающей нас на Земле атмосферной среды, не согревает и не охлаждает.

В безвоздушном пространстве передача тепла от одного тела к другому может осуществляться только посредством лучеиспускания. Всякое тело, подвергающееся действию солнечных лучей, нагревается или охлаждается до тех пор, пока количество поглоща-

емой им теплоты не делается 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 $+13^{\circ}\text{C}$ в зависимости от расположения цилиндра относительно солнечных лучей¹⁾.

Что касается расстояния искусственного спутника от Солнца, то его практически можно считать равным расстоянию Земли от Солнца; оно лишь немного будет изменяться 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. Для изучения солнечной радиации эти данные должны быть заранее точно рассчитаны для любого момента времени.

Легко вычислить, что, переходя за полгода из афелия в перигелий, Земля приближается к Солнцу в среднем на 317 метров в секунду, а в течение следующего полугодия с такой же скоростью удаляется от него. Поэтому за каждые 3,4 секунды температура черного шара, движущегося по орбите Земли, должна увеличиваться или уменьшаться на одну миллионную градуса.

В тени Земли равновесная температура спутника значительно ниже, чем в солнечных лучах. Но из-за кратковременности ночи на искусственном спутнике возможно, что эта температура установится лишь незадолго до выхода спутника из тени Земли или, быть может, вовсе не успеет установиться. Более вероятно, что спутник успеет нагреться до равновесной температуры, соответствующей солнечному освещению (мы знаем, что день на спутнике, как правило, значительно длиннее ночи). Во всяком случае, в момент погружения искусственного спутника в тень Земли его температура должна резко падать, а при выходе из тени — возрастать. Поэтому даже на первых спутниках для нормального функционирования различной аппаратуры (не говоря уже о живых организмах, например мелких животных), необходимо будет каким-то образом смягчить эти резкие колебания температуры.

Максимальная и минимальная температуры спутника, в зависимости от его размеров, теплоемкости и оптических характеристик его поверхности при определенной мощности внутренних источников

¹⁾ Количество полученной телом теплоты пропорционально площади его тени, отбрасываемой на плоскость, перпендикулярную к солнечным лучам, а количество теплоты, потерянной им вследствие излучения, пропорционально полной поверхности тела. Самая же большая величина тени нашего цилиндра более чем в шесть раз превышает минимальную тень.

рассматривались А. Г. Карпенко и М. Л. Лидовым (СССР). Для круговой орбиты авторы пришли к следующему заключению. При отсутствии внутренних источников нагрева средняя температура спутника будет немногим отличаться от нуля, однако колебания его температуры (в солнечных лучах и в тени Земли) будут весьма значительны и при прочих равных условиях тем меньше, чем больше полная теплоемкость спутника. Если, например, для полной теплоемкости определенной величины отклонения от средней температуры будут колебаться от -25°C до $+25^{\circ}\text{C}$, то при увеличении теплоемкости спутника в пять раз колебания его температуры будут заключены в более узких пределах: от -5°C до $+5^{\circ}\text{C}$. Увеличить теплоемкость спутника можно путём увеличения его массы (что влечет за собой необходимость применения более мощной орбитальной ракеты) или соответствующим подбором конструктивных материалов (что практически диктуется обычно другими соображениями). Уменьшить диапазон колебаний спутника можно также путем повышения отражательной способности наружной поверхности спутника.

Однако такое решение приводит к увеличению средней температуры искусственного спутника.

На искусственном спутнике может также иметь место резкий перепад температур между его сторонами — освещенной солнечными лучами и теневой. Более или менее постоянной температуры на всем спутнике можно достичь быстрым вращением его вокруг центра тяжести.

В помещениях искусственного спутника можно будет легко и в широких пределах регулировать температуру. В самом деле, известно, что абсолютно черное тело поглощает солнечные лучи целиком, тела же, имеющие другую окраску, часть солнечных лучей в той или иной мере отражают. 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 сол-

нечным 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 (рис. XIX). 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 даже на твердой земле гелиотехника еще не добилась достаточно хороших результатов.

Гелиоустановки весьма тяжеловесны. Применение новых методов трансформации солнечной энергии в электрическую даст, возможно, лучшие результаты. Для преобразования солнечной энергии в электрическую можно, например, воспользоваться полупроводниковыми термобатареями или же фотоэлектрическими полупроводниковыми батареями. Первый тип батарей значительно превосходит по весу второй тип, поэтому его можно было бы применить только на больших искусственных спутниках. Усилия ученых (В. С. Вавилов, В. М. Маловецкая, Г. Н. Галкин, А. П. Ландсман в СССР и др.) направлены на разработку высокоэффективных кремниевых фотоэлементов, которые можно было бы использовать для питания аппаратуры на малогабаритных искусственных спутниках.

В настоящее время в лучших опытных конструкциях фотоэлектрических полупроводниковых батарей коэффициент полезного действия колеблется от 6 до 11 процентов, но теоретически возможно увеличение этого коэффициента в 2 раза. Поскольку за пределами атмосферы мощность перпендикулярного потока солнечных лучей составляет 1350 ватт на квадратный метр, практически уже сейчас можно с каждого квадратного дециметра получить электрический ток мощностью более одного ватта.

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

Установленный на искусственном спутнике кремниевый 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) температурой в 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 равен всего 53 суткам. 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. Имеются основания полагать, что коэффициент полезного действия полупроводниковых элементов удастся значительно повысить. Фотоэлектрические генераторы тока могут оказаться выгоднее электромашинных генераторов.

Обладая мощностью, достигающей до нескольких сот ватт, и длительностью работы в несколько суток, обычные гальванические элементы в настоящее время 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.

Паровая машина с электрогенератором общей мощностью 100 ватт имела бы меньший коэффициент полезного действия, чем рассмотренные выше источники электроэнергии, зато при мощности 20 киловатт ее коэффициент полезного действия мог бы уже быть больше эффективности этих источников, причем с увеличением мощности установок он бы постепенно увеличивался.

Для больших обитаемых искусственных спутников потребуются, очевидно, и мощные электростанции. Для передвижения же стартующих с межпланетных станций будущих электрических космических кораблей, попытки проектирования которых делаются в настоящее время, были бы необходимы электроцентралы, в десятки раз более мощные.

5. Измерительная аппаратура и приборы наблюдения и управления

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.

Все оборудование спутника должно быть способно переносить не только резкие колебания температуры и давления, но и изменения ускорения силы тяги ракетного двигателя.

Для передачи на Землю показаний измерительной аппаратуры, установленной на искусственном спутнике, используется метод, аналогичный методу, разработанному для радиозондов еще в 1930 году (П. А. Молчанов, СССР) и состоящий в использовании автоматической радиотелеграфии.

На первом и втором советских искусственных спутниках было установлено по два радиопередатчика, работающих на частотах 20,005 и 40,002 мегагерц (15-метровые и 7,5-метровые волны). Температура первого спутника и другие данные передавались на Землю путем некоторого изменения длительности сигналов и пауз между ними.

На втором советском спутнике была использована аппаратура для исследования излучения Солнца, показанная на рис. XX. В этой аппаратуре приемниками излучения служат три специальных фотоэлектронных умножителя, расположенные под углом в 120 градусов друг к другу. Каждый фотоумножитель последовательно перекрывается несколькими фильтрами из тонких металлических и органических пленок, а также из специальных оптических материа-

лов, что позволяет выделить различные диапазоны в рентгеновской области спектра Солнца и линию водорода в далекой ультрафиолетовой области. Электрические сигналы, даваемые фотоумножителем, который был направлен на Солнце, усиливались радиосхемами и передавались на Землю с помощью телеметрической системы.

Вследствие того, что спутник непрерывно изменял свою ориентацию относительно Солнца, а также часть времени проводил на не освещенном Солнцем участке своей орбиты, для экономии источников питания электрические цепи аппаратуры включались только при попадании Солнца в поле зрения одного из трех приемников света. Это включение осуществлялось с помощью фотоспротивлений, освещаемых Солнцем одновременно с фотоумножителями, и системы автоматики.

Для изучения космических лучей на втором советском искусственном спутнике применялась аппаратура, изображенная на рис. XXI.

Частицы, входящие в состав космического излучения, регистрируются в этом аппарате с помощью счетчиков заряженных частиц. При прохождении сквозь счетчик электрически заряженной частицы возникает искра, дающая импульс на радиотехническую схему на полупроводниковых триодах, назначение которой состоит в том, чтобы сосчитать число частиц космических лучей и дать сигнал тогда, когда сосчитано определенное число частиц. После передачи, по радио сигналов о том, что сосчитано определенное число частиц, снова производится регистрация частиц космического излучения, и после того, как сосчитано то же число частиц, подается новый сигнал. Разделив число зарегистрированных частиц на время, в течение которого они были сосчитаны, можно получить число частиц, проходящих через счетчик в секунду, или интенсивность космических лучей.

На спутнике было установлено два одинаковых прибора для регистрации заряженных частиц. Оси счетчиков обоих приборов были расположены во взаимно-перпендикулярных направлениях.

На корпусе последней ступени ракеты были установлены: радиотелеметрическая измерительная аппаратура, источники электроэнергии, обеспечивающие питание научной и измерительной аппаратуры. Температура на внешней поверхности и внутри кабины животного, а также температура отдельных приборов и элементов конструкции определялась с помощью установленных на них температурных датчиков. Радиотелеметрическая аппаратура обеспечивала передачу на Землю данных всех измерений, осуществляемых на спутнике. Включение ее для передачи данных измерений производилось периодически по специальной программе.

В герметической кабине животного на втором спутнике с целью изучения ряда медико-биологических вопросов были размещены аппаратура для регистрации частот пульса и дыхания, величины артериального кровяного давления, аппаратура для снятия электро-

кардиограмм, а также чувствительные элементы для измерения ряда параметров, характеризующих условия в кабине (температура, давление).

Для измерения электростатических полей в верхних слоях атмосферы, пересекаемых искусственным спутником, И. М. Имянитов (СССР) предложил создать аппаратуру, принцип действия которой заключается в следующем.

Измерительная пластина (приемный электрод) помещается в исследуемом электростатическом поле, но с помощью специального вращающегося электрода с вырезами попеременно экранируется от этого поля. Возникающее вследствие этого изменение поля измерительной пластины вызывает появление электрического тока, величина которого пропорциональна измеряемой напряженности электрического поля. Ожидается, что при сравнительно небольших габаритах прибора (площадь измерительной пластины — 10 квадратных сантиметров) с приемного электрода потечет переменный ток силой в 0,000001 миллиампера и напряжением в 0,1 милливольт. С помощью лампового усилителя это напряжение усиливается, а затем измеряется. Таким образом, по напряженности тока можно судить о напряженности электростатического поля и его изменениях вдоль орбиты спутника.

Для измерения концентрации положительных ионов вдоль орбиты спутника К. И. Грингаузом и М. Х. Зеликманом (СССР) предложено изготовить аппаратуру, использующую главным образом одну или несколько ловушек для улавливания таких ионов. Ионные ловушки представляют собой сферические сетки, укрепленные на поверхности спутника при помощи экранирующих трубок. По оси трубки проходит тонкий стержень, соединяющий внутреннюю аппаратуру спутника с центром сетчатой сферической ловушки, представляющей собой небольшой сферический коллектор. Через отверстия сетки внутрь ловушки попадают как положительные, так и отрицательные ионы. Однако последние выталкиваются обратно за пределы ловушки электрическим полем, которое создается путем подачи на центральный коллектор соответствующего напряжения относительно наружной сферы. Таким образом, и собираются положительные ионы, концентрация которых измеряется, а результаты измерений передаются на Землю при помощи радиотелеметрической системы.

Остановимся вкратце на некоторых приборах, которые сконструированы для пока еще не запущенных американских искусственных спутников.

Для изучения эффекта попадания микрометеоритов в обшивку искусственного спутника на его поверхности предполагается поместить обладающую значительным электрическим сопротивлением нихромовую ленту толщиной в одну десятитысячную миллиметра и включенную в электрическую цепь¹⁾. По мере «разъедания» ленты микрометеоритами ее электрическое сопротивление увели-

¹⁾ Лента изготавливается путем конденсации паров нихрома на стеклянной поверхности. Нихром — это сплав никеля, хрома и железа с небольшими примесями кремния, алюминия и других элементов.

чивается, что и отражается на характере радиосигналов, принимаемых на земной наблюдательной станции.

Прибор, сигнализирующий о падении давления воздуха, когда обшивка спутника пробита метеорным телом, вместе с потенциометром весит всего 43 грамма. На спутнике предполагается поместить также акустический прибор для регистрации попадания микрометеоритов; снабженный усилителем треска и регистрирующей аппаратурой.

Миниатюрные термисторы, предназначенные для оснащения искусственных спутников, представляют собой крохотную «песчинку», к которой припаяна пара тончайших «усиков». Эти термисторы смогут измерять температуру от -90 до $+150^{\circ}\text{C}$. С их помощью можно будет проверить, не поднимается ли температура (несмотря на термическую изоляцию) внутри нагреваемого солнечными лучами спутника выше границ, в которых могут нормально работать полупроводники ($4-50^{\circ}\text{C}$).

Для изучения температурного баланса Земли американские спутники будут оснащены четырьмя болометрами, из которых три будут шарообразными. Один из них будет белым, но поглощающим инфракрасные лучи, второй — абсолютно черным, то есть поглощающим также невидимые лучи, третий же, разработанный Тейбором, будет отражать инфракрасные лучи, но поглощать видимое излучение, оставаясь, таким образом, черным для человеческого глаза. Четвертый болометр будет иметь с одной стороны защитную преграду от всяких излучений. Момент входа спутника в тень Земли и выхода из тени будет регистрироваться автоматически.

Магнитное поле Земли будет измеряться протонно-прецессионным магнитометром системы Паккарда, который уже применялся на высотных ракетах (рис. XXII). Для исследования космических лучей сконструирован счетчик Гейгера в виде трубки длиной 14 сантиметров.

С точки зрения изучения ионизирующей способности солнечных лучей астрофизиков интересует интенсивность линии лаймен-альфа длиной волны 1216 ангстрем (в ультрафиолетовой части спектра). Как же выделить эту линию? Для искусственных спутников изготовлены крохотные ионизационные камеры (рис. XXIII), заполненные окисью азота; этот газ ионизируется волнами длиной, не превышающей 1340 ангстрем. Но солнечные лучи вынуждены проникать в камеру только через окошко из фтористого лития, поглощающего волны короче 1100 ангстрем. В интервале же 1100—1340 ангстрем ультрафиолетовой части солнечного спектра преобладают волны именно длиной около 1216 ангстрем. Ионизационная камера с измерительной аппаратурой для определения интенсивности ультрафиолетового излучения снабжена усилителем и запоминающим устройством. На рис. XXIV показана аппаратура для регистрации интенсивности ультрафиолетовой солнечной радиации вдоль пройденного искусственным спутником пути. Для регистрации момента погружения спутника в тень Земли и его выхода в пространство, за лотие солнечными лучами, служит диск с фотоэлементами.

Заметим, что оптические инструменты, предназначенные для разных наблюдений, могут быстро выйти из строя из-за помутнения прозрачных деталей вследствие частого попадания в них мельчайших микрометеоритов. Поэтому для наблюдений предпочтительнее, если это возможно, пользоваться приборами, применяемыми, например, в радиоастрономии. И вообще, радиоаппаратура будет иметь большое значение в оснащении искусственного спутника.

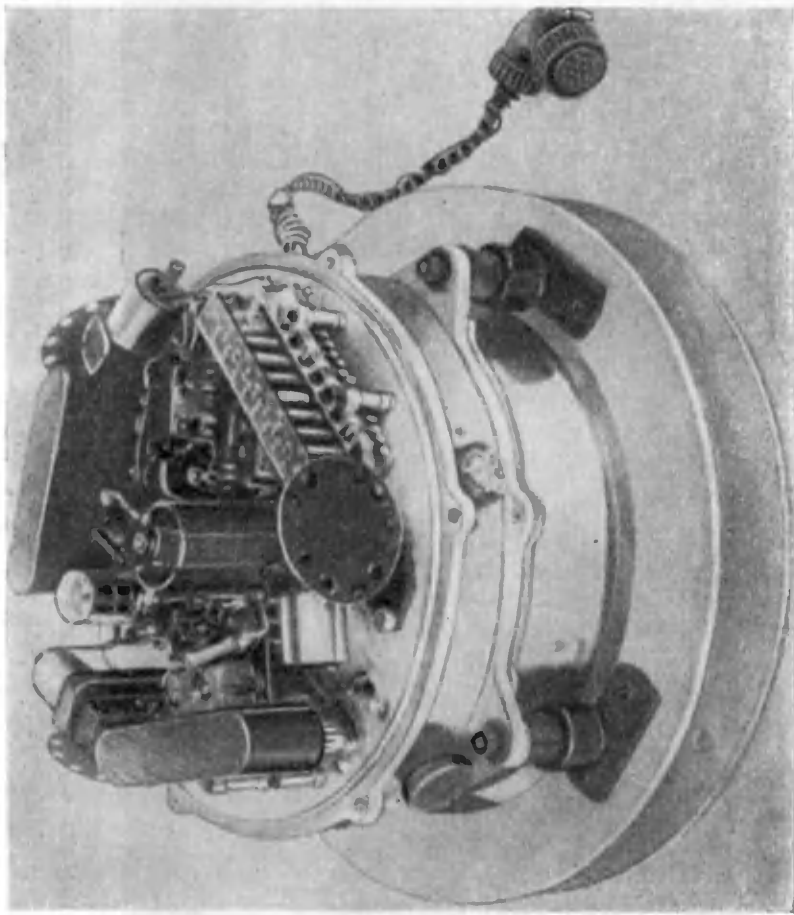


Рис. XX. Аппаратура для исследования излучения Солнца, установленная на втором советском искусственном спутнике Земли.

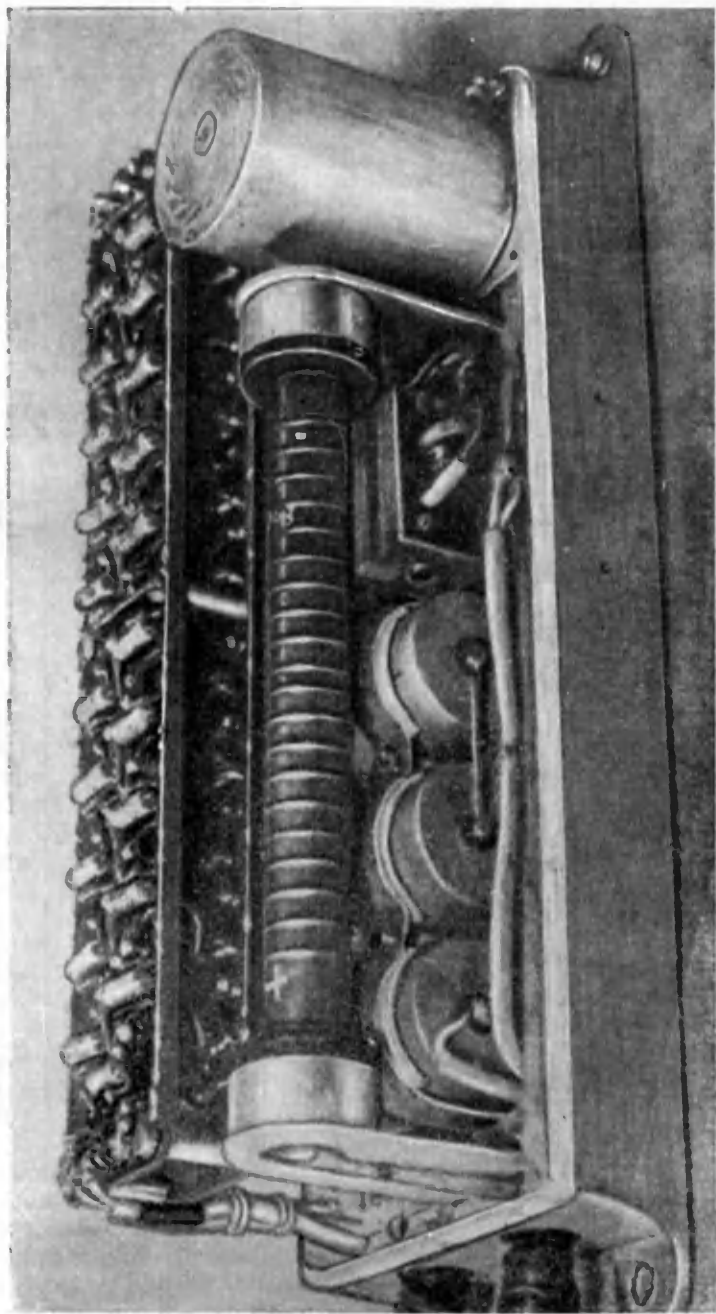


Рис. XXI. Аппаратура для изучения космических лучей, установленная на втором советском искусственном спутнике.

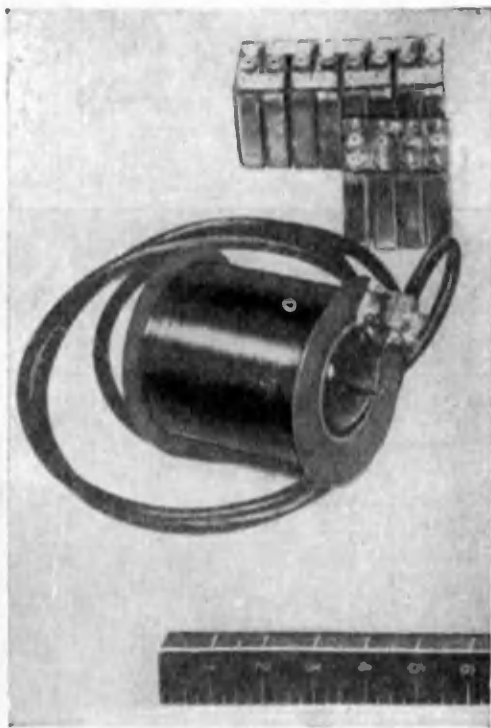


Рис. XXII. Аппарат для измерения на искусственном спутнике магнитного поля Земли — магнитометр системы Паккарда (США). Приложенная линейка градуирована в дюймах.

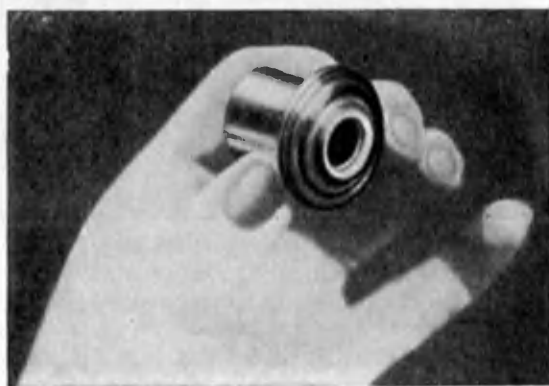


Рис. XXIII. Ионизационная камера для измерения интенсивности ультрафиолетовой радиации Солнца (США).

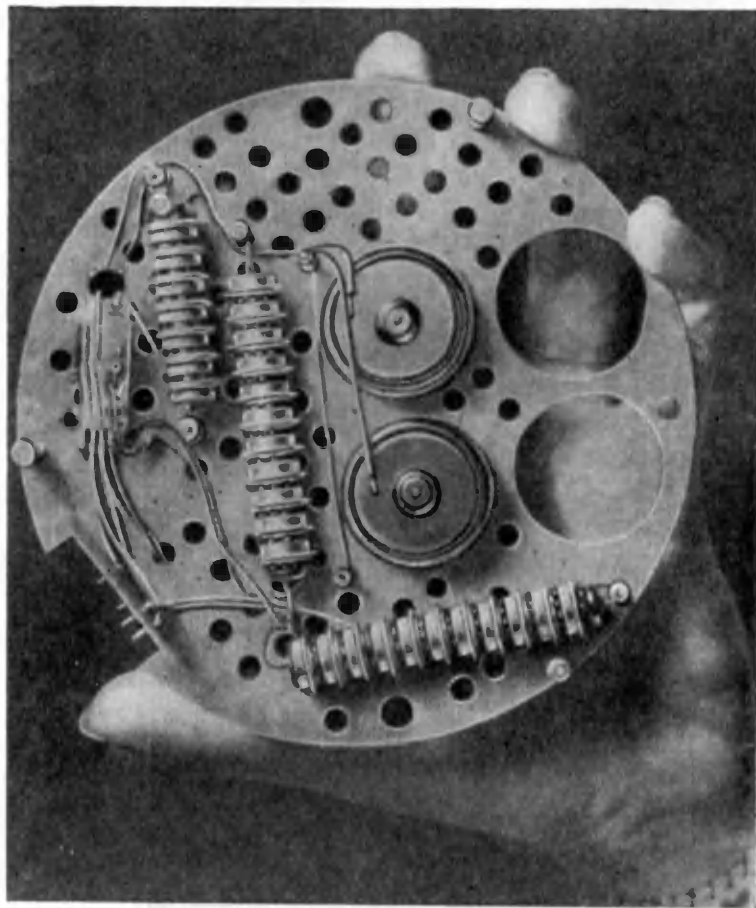


Рис. XXIV. Аппаратура для регистрации интенсивности ультрафиолетовой солнечной радиации вдоль пройденного искусственным спутником пути (США).

Телеметрический радиопередатчик «Минитрэк», который предполагается установить на будущем американском искусственном спутнике, внешне представляет собой цилиндр диаметром 76 миллиметров, высотой в 127 миллиметров и весом в 370 граммов (рис. XXV). 4 антенны спутника расположены под углом 90° друг к другу. Длина каждой антенны около 1 метра. Ток подается батарей из семи 1,2-вольтовых ртутных элементов; мощность на выходе — 20 милливатт; продолжительность работы — 350 часов (две недели); длина волны — 3,05 метра. Радиус действия аппарата составляет немногим больше 6400 километров. Для получения необходимых измерений должна применяться в основном усовершенствованная аппаратура, которая уже применялась на высотных ракетах.

Во время десятков запусков высотных ракет «Фау-2» удавалось получить по 28—60 каналам записи разных параметров с точностью до ± 2 процента. Использовался передатчик, излучающий волны длиной в 30 сантиметров. При увеличении мощности в 3 раза погрешность измерений уменьшилась до ± 1 процента (вес радиоаппаратуры составлял 61 килограмм). Высотная ракета «Аэроби» оснащалась 19-килограммовым 15-канальным передатчиком, работавшим на волне длиной 133 сантиметра.

Естественно, что аппаратура для искусственного спутника должна обладать исключительной легкостью. В этом направлении уже немало достигнуто в течение последнего десятилетия. Так, например, создана измерительная и радиопередаточная аппаратура весом около 12 килограммов, заменяющая тяжеловесную аппаратуру «Фау-2» (907 килограммов). Все показания приборов могут записываться на магнитные ленты с помощью миниатюрного аппарата, хотя еще совсем недавно для этого требовалась очень тяжеловесная аппаратура и поэтому даже считалось, что на первых порах придется довольствоваться только записью некоторых параметров, регистрируемых время от времени. На рис. XXVI показан внешний вид такого аппарата.

В безвоздушном пространстве всякие радиоприборы, требующие высокого вакуума, смогут, по-видимому, изготавливаться без всякой оболочки. Не исключено, что как астрономические, так и другие оптические приборы быстро выйдут из употребления из-за эрозии стеклянных поверхностей. Это говорит в пользу применения радиометодов. Не исключено также, что первичные космические лучи могут стать причиной выхода из строя полупроводников, которые намечается широко использовать в технике космического полета. Эти лучи могут также вызывать нового рода радиопомехи. Резкая разница между равновесными температурами стороны спутника, освещенной Солнцем, и теневой стороны также может испортить радиоаппаратуру. Поэтому для ее термоизоляции следовало бы применить принцип термоса.

Орбитальная скорость низколетающего спутника на много превышает скорости кинетического движения молекул воздуха. Поэтому

во время своего движения искусственный спутник оставляет позади себя глубокий вакуум — «тыльный конус молекулярной тени». В этот конус могут проникнуть лишь электроны и очень редкие молекулы воздуха, обладающие значительно большей скоростью, чем другие. Поэтому если входное отверстие анализатора (масс-спектрометра) для исследования ионного состава ионизированных слоев атмосферы, в которых движется спутник, направлено назад, то прибор может вообще не сработать (В. Г. Истомин, СССР, и др.). Поэтому следует изыскать пути удерживания оси спутника по направлению его движения.

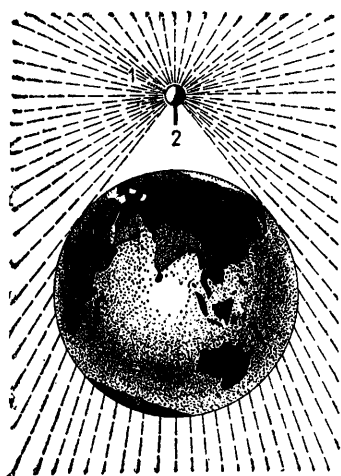


Рис. 42. Для автоматического определения вертикали на искусственном спутнике может быть использован эффект экранирующего действия земного шара по отношению к космическим лучам. Такие лучи попадают в счетчик заряженных частиц из мирового пространства в положении 1, но не могут попасть в него, когда канал счетчика находится в положении 2.

Для ряда же других 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 предложил использовать для этой цели экранирующий эффект земного шара по отношению к космическим лучам.

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. 42), то он регистрирует то или иное количество заряженных частиц; если же он расположен внутри конуса (положение 2 на рис. 42), 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 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 искомое

направление местной вертикали. При отклонении оси спутника от вертикали система счетчиков заряженных частиц с помощью сервомоторов приводит во вращение маховички, что заставляет спутник, повернувшись, занять необходимое положение.

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

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. С другой стороны, космические ракеты для людей должны быть оборудованы также ограничителем перегрузки, чтобы предохранить путешественников от слишком большого ускорения силы тяги. Независимо от этого ракеты должны быть снабжены также акустическими или световыми сигнализаторами перегрузки.

Для измерения давления воздуха в кабинах ракеты и спутника нужно пользоваться anerоидом, так как обычный ртутный барометр для этой цели непригоден. В самом деле, anerоид 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 это 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 с выключенным двигателем (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 anerоида. Поэтому для контроля

герметичности кабины будут применяться особые течейскатели. Заметим, что постоянное давление микроатмосферы не будет являться доказательством отсутствия утечки, так как одновременно в кабину будет притекать свежий воздух. Тем не менее автоматические устройства должны будут оповестить астронавтов о падении давления в микроатмосфере с помощью световых или звуковых сигналов.

Специальный аппарат должен будет непрерывно производить анализ содержания микроатмосферы на борту искусственного спутника, указывать процентный состав воздуха и предупреждать об опасности (в случае, например, большой концентрации углекислого газа).

Из-за потери веса во время полета с выключенным двигателем маятниковые часы с гирей не смогут ходить. Но здесь недостаточно 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 движущемся с выключенным двигателем искусственном 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 гирию 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. Рычажные весы также 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 ускорение его силы тяги будет определяться с помощью акселерографа. Этот самопишущий 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 его вес на Земле.

Уже в настоящее время выпускаются миниатюрные акселерометры весом около 85 граммов для перегрузок, превосходящих в 10—40 раз нормальную силу тяжести; они исправно работают при температуре от -50 до $+100^{\circ}\text{C}$ и переносят до 2000 вибрационных колебаний в секунду (фирма «Хемфри», США).

Опишем, наконец, аппаратуру для поворачивания искусственного спутника вокруг его оси. Такое поворачивание может понадобиться во многих случаях. Во время движения спутника может, например, появиться необходимость включить двигатель для исправления совершенной при взлете ошибки в направлении, для компенсации отклонений от намеченного пути, для перехода на другую орбиту и т. д. При этом, как правило, придется предварительно повернуть искусственный спутник так, чтобы придать двигателю определенное направление. Может также оказаться, что спутник необходимо повернуть для того, чтобы произвести те или иные наблюдения или чтобы изменить интенсивность поглощения солнечных лучей обшивкой спутника в целях регулирования его температуры и т. д. Наконец, может понадобиться изменить ориентацию летательного аппарата для того, чтобы установить направленные антенны на определенную земную станцию.

Каким путем можно произвести такой поворот?

Можно расположить на окружности искусственного спутника несколько вспомогательных сопел, действие которых в нужный момент сообщит спутнику вращательное движение. После прекращения действия сопел спутник будет продолжать вращаться по инерции. Поэтому если будет нужно изменить положение космического аппарата каким-то определенным образом так, чтобы в дальнейшем сохранить это новое положение, то придется в заранее рассчитанный момент начать торможение с целью остановить вращение спутника. Понятно, что такого рода эволюции требуют весьма тщательного выполнения и сопровождаются расходом топлива. Между тем существует другой, более простой и экономичный способ изменения ориентировки космического корабля или искусственного спутника, вовсе не требующий затраты топлива. Он основан на законе сохранения момента количества движения. Если астронавт начнет двигаться внутри искусственного спутника по окружности вдоль стен в определенном направлении, то спутник будет поворачиваться в обратном направлении. Таким путем можно осуществить вращение аппарата вокруг любой оси. Однако поскольку масса человека значительно меньше массы спутника, человеку пришлось бы много раз обойти вокруг кабины для того, чтобы спутник сделал хотя бы

небольшой поворот. Поэтому гораздо удобнее будет вызывать медленное поворачивание космического аппарата в нужном направлении быстрым вращением маленького диска в обратную сторону. Как только это вращение прекратится, немедленно прекратится и поворачивание самого спутника.

Для того чтобы повернуть искусственный спутник вокруг какой угодно оси, можно также воспользоваться тремя дисками (маховиками), оси которых расположены взаимно-перпендикулярно, придавая этим дискам различные угловые скорости вращения. Вместо трех дисков можно пользоваться одним диском, ось которого может как угодно поворачиваться. В этом случае нужно будет привести ось диска к совпадению с осью, вокруг которой необходимо повернуть корабль, а затем начать вращать диск в сторону, противоположную нужному повороту космического аппарата, до тех пор, пока он не примет желаемого положения.

Для того чтобы поворот искусственного спутника происходил быстрее, маховики, применяемые для указанной цели, должны иметь при минимальном весе как можно больший момент инерции и большую скорость вращения.

Следует обратить внимание на то, что во время поворачивания аппарата указанным способом гироскопический эффект не будет ощущаться, поскольку вращение аппарата в одну сторону будет как бы «уравновешиваться» быстрым вращением маховика в противоположную (общий момент количества движения системы останется равным нулю).

Заметим, наконец, что согласно некоторым авторам, ряд функций автоматических аппаратов было бы выгоднее с точки зрения экономии в весе возложить на человека, находящегося на искусственном спутнике (Грин, Канада).

ГЛАВА VIII

НАБЛЮДЕНИЯ ИСКУССТВЕННЫХ СПУТНИКОВ И СВЯЗЬ С ЗЕМЛЕЙ

1. Условия видимости спутника и его световых сигналов

Зрение является наиболее тонким из всех наших внешних чувств. Вместе с тем чувствительность глаза весьма различна у разных лиц и 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, привыкнув к ночной темноте в течение 1—1,5 часа, то есть при соответствующем расширении зрачка, могут видеть звезды яркостью до восьмой величины. Нормальный же человеческий глаз улавливает звезды яркостью только до шестой величины. Источник света силой в одну метрическую (стандартную) свечу может быть виден с расстояния 11 километров как звезда шестой величины (Бьюиссон, Франция; Друде, Германия и др.). А ведь в этом случае слой воздуха, отделяющий глаз от световой точки, будет иметь большую массу, чем толща воздуха, отделяющая наблюдателя на Земле от искусственного спутника (см. стр. 10—11).

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 дюралюминия не ниже 0,8. Следовательно, отполированный алюминиевый шарик «в полнолунии» (то есть когда его освещенное Солнцем полушарие видно полностью) может быть замечен с указанного расстояния 11 километров как звезда шестой величины, если его сечение равно $1,22:0,8=1,52$ квадратного сантиметра, а диаметр 1,39 сантиметра.

Чем дальше находится шар, тем больше должен быть его диаметр для того, чтобы его яркость не ослабевала (прямая пропорциональность). Так, для видимости с расстояния 1000 километров диаметр нашего алюминиевого шара должен быть в $1000:11=90,9$ раза больше, то есть равняться 1,27 метра.

В зависимости от условий наблюдения искусственный спутник шаровой формы может быть виден с Земли в разных фазах, а его лучшая или худшая видимость зависит в свою очередь от фазы, в которой он находится в момент наблюдения. Если, например, во время захода Солнца спутник будет находиться на горизонте со стороны, противоположной Солнцу, то он представится глазу наблюдателя подобно Луне в полнолунии. Количество отражаемого им солнечного света будет тогда самым большим, и его видимость, при всех прочих равных условиях,— самой хорошей.

В зените же при заходе Солнца он будет виден в фазе одной четверти. Количество отраженных лучей будет тогда в два раза меньше, и его видимость ухудшится. Чтобы спутник отражал в сторону наблюдателя такое же количество лучистой энергии, как и шар, о котором говорилось выше, его поперечник должен составлять 1,79 метра. (Площадь полукруга диаметром 1,79 метра равна площади круга с диаметром 1,27 метра.) Для того же чтобы искусственный спутник был виден как звезда первой величины, его поперечник должен быть в десять раз больше.

По данным Ордуэя видимость в зените полуметрового хорошо отполированного шара выражается следующими величинами:

Высота полета в километрах	322	644	965	1287	1609	1931	2413
Звездная величина	5,7	7,2	8,1	8,7	9,2	9,6	10,1

Видимость искусственного спутника зависит не только от его величины, отражательной способности, расстояния до него и т. п., но и от светового контраста его по отношению к небесному фону. Поэтому такую «звезду» можно наблюдать только на рассвете и в сумерках вечером, когда спутник залит солнечными лучами, а на поверхности Земли, где ведутся наблюдения, темно. Советский искусственный спутник удавалось наблюдать в это время невооруженным глазом. Водяные пары и взвешенная в атмосфере пыль значительно ухудшают видимость спутника. Главная же трудность заключается в том, что промежуток времени, в течение которого спутник виден, очень мал. Заметим, однако, что продолжительность сумерек может превысить период обращения спутника по отношению к наблюдателю; поэтому не исключено, что в некоторых случаях окажется возможным увидеть спутник дважды в течение одних сумерек; после наблюдения захода спутника можно будет еще увидеть его восход (см. стр. 222).

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 прожекторов, расположенных на Земле. Предполагается, что для обнаружения искусственного спутника при хороших атмосферных условиях достаточно зенитной прожекторной станции, оснащенной четырьмя фарами-гигантами общей силой света около 4 миллиардов свечей.

Заметим, что в случае выхода из строя радиоаппаратуры на искусственном спутнике визуальные наблюдения останутся единственным средством для определения траектории спутника, так как теоретическое определение местонахождения спутника по законам Кеплера может оказаться неточным из-за искажающего влияния сопротивления воздуха на движение спутника.

Одним из видов связи искусственного спутника с Землей является световая сигнализация.

Легко рассчитать, что на искусственном спутнике достаточно установить источник света силой примерно в 650 свечей, чтобы он мог быть замечен простым глазом с одного миллиона квадратных километров на поверхности Земли при условии использования соответствующего отражателя (рефлектора). Метровый телескоп (например, Симеизской обсерватории) мог бы уловить сигнал силой света всего в три сотых свечи.

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

Световая телеграфия может сочетаться с сигнализацией при помощи разноцветных огней. Зажженный на искусственном спутнике огонь определенного цвета мог бы, например, означать сигнал бедствия. При этом следует учесть, что одно и то же количество световой энергии, воспринимаемое глазом, вызывает в зависимости от цвета лучей совершенно различные ощущения. Степень поглощения света воздухом также зависит от цвета лучей: для фиолетовых лучей коэффициент прозрачности атмосферы составляет 0,6; он постепенно возрастает по мере прохождения света через синий, зеленый, желтый и, наконец, красный оттенки (для красного цвета этот коэффициент превышает 0,9)¹⁾. Кроме того, фильтры (стекла) прожекторов поглощают 80—90 процентов падающего на них светового потока. В конечном счете оказывается, что для световой сигнализации с искусственного спутника пригодны лишь зеленые, желтые и оранжевые лучи. Большие перспективы сулит применение газосветных ламп (ртутных, натриевых, неоновых и т. д.).

В некоторых случаях для световой сигнализации могут также быть применены зеркала, отражающие солнечные лучи²⁾.

2. Влияние высоты полета и угла наклона орбиты на видимость спутника

Благодаря большой высоте полета искусственного спутника за его движением можно следить со значительной части поверхности Земли и, с другой стороны, со спутника будут видны огромные пространства земного шара.

¹⁾ Коэффициент прозрачности безвоздушного пространства равен единице.

²⁾ Подробнее см. А. Штернфельд, Введение в космонавтику, М.—Л., 1937, стр. 254—265.

Чем больше высота полета спутника, тем с большей части поверхности Земли он виден (рис. 43). Так, например, спутник, летящий на высоте 20 километров, будет виден с территории радиусом 1500 километров. При высоте же полета в 1000 километров радиус видимости расширится вдвое (см. табл. 34). В таблице 34 указаны также минимальные линейные размеры деталей искусственного

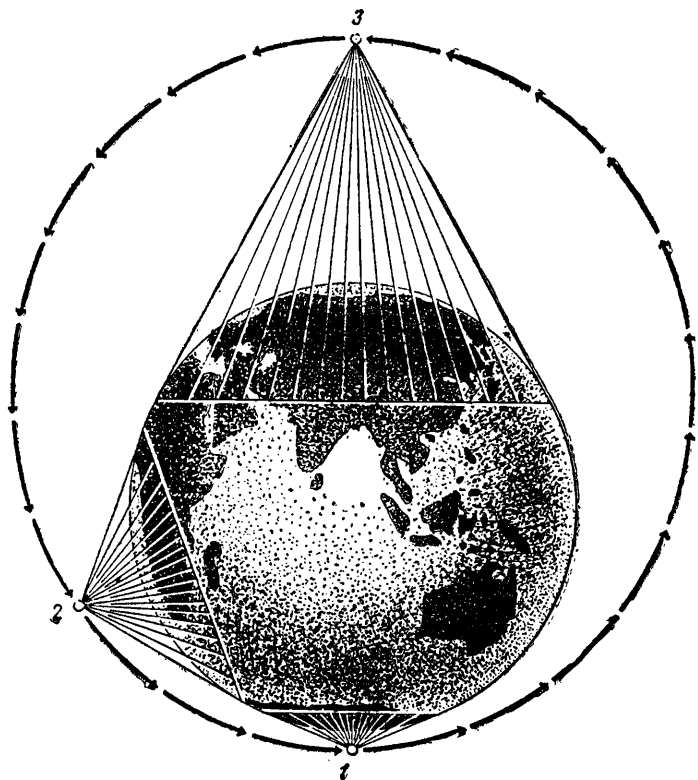


Рис. 43. Увеличение видимого шарового сегмента Земли с высотой движения искусственного спутника. Диаметр шарового сегмента, видимого с высоты 500 километров, составляет 4900 километров (1), с высоты 2000 километров — 9000 километров (2), а с высоты 7000 километров — возрастает до 13700 километров (3).

спутника, различимых с Земли простым глазом, в бинокль с 15-кратным увеличением и в телескоп с 500-кратным увеличением.

Для того чтобы экваториальный искусственный спутник мог быть виден с территории Европы, его орбита должна пролегать по крайней мере на высоте 1948 километров. В этом случае он будет виден из самой южной точки Европы (мыс Тарифа на Пиренейском полуострове у Гибралтарского пролива). Для того же, чтобы спутник был замечен из Парижа (хотя бы на горизонте), этот потолок

Таблица 34

**Условия наблюдения искусственных спутников с поверхности Земли
(а также поверхности Земли — со спутника)**

Высота полета искусственного спутника в кило- метрах	Диаметр ¹⁾ площади, с которой виден искус- ственный спутник (и которая видна со спут- ника), в километрах	Минимальные линейные размеры в метрах, различные 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

следует поднять до 3312 километров, а чтобы его смогли увидеть жители Москвы — поднять до 4955 километров. Поскольку Лондон, Брюссель, Гаага, Прага, Берлин, Варшава расположены севернее Парижа и южнее Москвы, то экваториальные искусственные спутники будут замечены из этих городов на линии горизонта только при условии, если их орбиты будут находиться на высотах от 3300 до 4950 километров.

С земных полюсов экваториальные искусственные спутники не могут быть замечены. Но если бы можно было на полюсе построить башню высотой 638 метров (0,0001 радиуса Земли), то с ее вершины удалось бы заметить экваториальный спутник, движущийся на высоте около семидесяти радиусов Земли, то есть за орбитой Луны. При увеличении высоты точки наблюдения в десять раз уже можно было бы увидеть экваториальный спутник, летящий в три с лишним раза ниже предыдущего. Со спутника, пролетающего над полюсом на высоте трех радиусов Земли, можно было бы заметить экваториальный спутник, движущийся совсем низко, на высоте 210 километров.

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

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

будет 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. Таким образом, одним из преимуществ спутника, движущегося в плоскости, образующей небольшой угол с плоскостью экватора, является то, что при последовательных обращениях спутника перекрытие уже обозримых местностей значительно больше, чем в случае, если указанный угол велик.

3. Продолжительность видимости спутника

Продолжительность наблюдения искусственного спутника из какого либо пункта земной поверхности будет тем больше, чем больше высота полета спутника. В течение этого же промежутка времени сможет осуществляться световая связь или радиосвязь со спутником на ультракоротких радиоволнах. (Более подробно о радиосвязи спутника с Землей будет рассказано на стр. 212—217.)

Спутник, обращающийся на высоте около 30 километров и совершающий полный оборот вокруг Земли в течение полутора часов, сможет быть связан 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 (табл. 35).

Таблица 35

Продолжительность световой связи и радиосвязи на ультракоротких волнах с круговыми спутниками, а также продолжительность их видимости

Высота полета искусственного спутника в километрах	Продолжительность связи			Та же продолжительность по отношению к периоду обращения в процентах	Продолжительность невозможности связи		
	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

4. Влияние рефракции на видимость спутника

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. Как мы увидим, при наблюдении искусственных спутников рефракция должна сыграть значительно большую роль, чем при наблюдении «обычных» небесных тел.

Рассмотрим сначала влияние рефракции на наблюдения спутника, орбита которого проходит над полюсами, если сам наблюдатель находится на одном из полюсов. При этом, естественно, вращение Земли не должно сказываться. 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 (табл. 36).

Таблица 36

Увеличение продолжительности периода видимости
полюсного искусственного спутника вследствие
явления рефракции

Радиус орбиты в экваториальных радиусах Земли	Увеличение продолжительности видимости		
	час.	мин.	сек.
1,1			19
2			47
3		1	26
5		3	6
10		8	45
20		24	45
30		45	
40	1	10	
50	1	38	
100	4	37	

Посмотрим теперь, как влияет рефракция на продолжительность видимости экваториального искусственного спутника, если наблюдатель находится на экваторе. В этом случае необходимо учесть

влияние вращения Земли. На первый взгляд может показаться, что это влияние является незначительным. Но это не так.

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 получится, 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. Если бы высота полета увеличилась еще на 800 километров, то вследствие рефракции период видимости удлинился бы на 1 день 4 часа и 44 минуты. Далее этот прирост очень быстро увеличивается, стремясь к бесконечности (для стационарного искусственного спутника)¹⁾.

Мы видели (стр. 62), 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 (табл. 37).

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

¹⁾ Вследствие рефракции стационарный спутник будет постоянно виден в некоторых из тех пунктов, где при отсутствии атмосферы он бы никогда не появлялся на небе.

Таблица 37

Увеличение периода видимости экваториального спутника вследствие явления рефракции

Радиус орбиты спутника в экваториальных радиусах Земли	Увеличение периода видимости спутника в случае прямого движения		Увеличение периода видимости спутника в случае попятного движения	
	мин.	сек.	мин.	сек.
1,1	—	20	—	18
2	—	56	—	40
3	2	4	1	6
5	9	2	1	52
6	29	54	2	11
6,61 ¹⁾	Бесконечность		2	21
7	57	46	2	27
8	18	58	2	41
10	10	11	3	4
20	5	49	3	57
30	5	15	4	16
40	5	3	4	25
50	4	57	4	29
100	4	47	4	38

давления и падением температуры воздуха. Приводившиеся выше результаты получены для давления атмосферы в 760 миллиметров ртутного столба и для температуры воздуха 10° С.

5. Подготовка к визуальным наблюдениям

Для наблюдения искусственных спутников наблюдатели-любители могут кустарным способом изготовить телескопы с увеличением в 5—6 раз и углом поля зрения в 11—12°. Для этого следует использовать линзу диаметром приблизительно в 50 миллиметров и фокусным расстоянием в 180 миллиметров. Для монтажа линзы и окуляра можно использовать алюминиевую трубу длиной в 220 миллиметров. Если на окуляре телескопа с его внутренней стороны закрепить визирную проволоку (диаметром в 3 миллиметра), то это значительно облегчит фиксирование момента прохождения спутника. На рис. XXVII показан советский стандартный телескоп для наблюдения искусственных спутников.

Для удобства наблюдателя на небольшом расстоянии перед телескопом устанавливается зеркало, вращающееся вокруг оси таким образом, чтобы можно было наблюдать желаемый участок неба. В случае, если спутник обнаружен с помощью телескопа, последний не перемещается, чтобы следить за движением спутника, а точно отмечается время появления спутника и затем на память,

¹⁾ Случай стационарного спутника.

ориентируясь по ближайшим звездам, наблюдатель начерчивает путь, пройденный спутником на небе. Так как оптические приборы смонтированы неподвижно, наблюдатель сможет следить за спутником не более какой-то доли минуты.

При групповых наблюдениях ведутся наблюдения за участками небосвода, частично перекрывающими друг друга.

Наблюдательная площадка должна находиться в местности, где небосвод особенно хорошо открыт с северной и южной сторон. (Можно, например, оборудовать наблюдательные площадки на крышах высоких зданий.) Для наблюдательных станций желательно также выбрать местности с редкой облачностью и вполне прозрачным небом. Присутствие искусственных источников света вблизи наблюдательной площадки может помешать наблюдениям спутника вдалеке от горизонта.

Тренировка в визуальных наблюдениях искусственных спутников может производиться следующим образом. Самолет поднимается на такую высоту, чтобы шум его моторов не доходил до поверхности Земли. Затем он набирает такую скорость, чтобы угловая скорость его перемещения по отношению к наблюдателю была близка угловой скорости перемещения искусственного спутника. При этом на самолете устанавливается сигнальная лампочка, яркость которой для земного наблюдателя выражается такой же звездной величиной, как и яркость спутника. Тренировка в наблюдении такой лампочки дает положительные результаты.

Может казаться, что для наблюдений за искусственными спутниками смогут быть успешно использованы крупнейшие в мире телескопы. Это, однако, не так. В астрографе, использованном для составления международного фотографического атласа неба со сравнительно большим фокусным расстоянием (343 сантиметра), изображение спутника перемещалось бы со скоростью 10 сантиметров в секунду, что сделало бы наблюдения невозможными. В телескопах же, на которых можно измерять размеры звезд в долю угловой секунды, изображение перемещалось бы со скоростью, достигающей до десятков сантиметров в секунду.

Поэтому астрономическим обсерваториям для наблюдений искусственных спутников необходимы телескопы с малым фокусным расстоянием (50—75 сантиметров), в которых скорость перемещения изображения спутника может быть снижена до одного сантиметра в секунду.

6. Фотографирование

При наблюдении искусственного спутника будет широко применяться фотографирование. Фотографический метод позволяет определять местонахождение искусственного спутника с точностью до 9—12 метров.

Определение расстояния искусственного спутника от центра Земли с точностью до десяти метров особенно важно для уточнения размеров и формы Земли, а также и для других измерений.

Для определения местонахождения спутника с точностью от одной до пяти угловых секунд время должно регистрироваться с точностью до 0,001 секунды. Когда спутник проходит через апогей, его яркость при всех прочих равных условиях является минимальной, но зато в этот момент и его угловая скорость будет наименьшей, что в некоторой степени облегчает фотографирование. С помощью вращающегося затвора можно получать до ста снимков в секунду. Время, указываемое кварцевыми часами, может записываться на ленте с точностью до 0,0001 секунды. Фотографирование может осуществляться с помощью астрографа, подвешенного в трехосевую систему (карданов подвес), которая позволяет направить съемочный аппарат на любой участок неба.

За последние годы сильно увеличилась чувствительность применяемых фотопластинок. Используя разные усовершенствования, можно будет сфотографировать шаровой спутник диаметром в 38 сантиметров (то есть с линейными размерами в полтора раза меньшими, чем у первого искусственного спутника), с расстояния в 1600 километров как звезду десятой величины (Уиппл).

Заметим, что фотографические снимки двух советских искусственных спутников и ракеты-носителя были получены в Пулковской обсерватории, в обсерваториях Астрофизического института Академии наук Казахской ССР, Харьковского государственного университета и в других астрономических учреждениях Советского Союза, а также в ряде зарубежных обсерваторий: «Пурпурной горе» (Китайская Народная Республика), Эдинбургской (Великобритания), Дансинк (Эйре), Потсдамской (ГДР) и др. Это позволяет уточнить орбиты первых искусственных небесных тел.

7. Вычисление орбиты спутника

Для наблюдения искусственного спутника очень важно знать координаты его движения. Но достаточно установить координаты спутника в какой-то момент времени, отметить в этот момент скорость и направление его движения, чтобы впредь для любого момента времени можно было определить с помощью расчета местонахождение спутника и предсказать, когда и над какими местностями он будет пролетать в будущем. В частности, можно выяснить, появится ли спутник вновь над данной местностью, и если появится, то когда именно. При этом, конечно, предполагается, что направление и скорость движения спутника не могут изменяться с помощью ракетного двигателя.

Может случиться, что однажды замеченный искусственный спутник потом затеряется в небесах. Можно ли его разыскать, если известна лишь высота его полета в момент прохождения через перигей, когда движение происходит в горизонтальном направлении?

Для этого, как нетрудно понять, достаточно ограничить поиски объемом параболонда вращения, имеющего свою вершину в замеченной точке перигея (рис. 44). Если, например, установлено, что

потерянный из виду искусственный спутник двигался в точках *A*, *B* или *C* (на небольшой высоте или на высоте, равной одному или двум радиусам Земли), параллельно поверхности Земли, то его поиски могут ограничиться указанными на рисунке параболами (*I*, *II*, *III*), внутри которых спутник должен обязательно находиться. Если, кроме того, известна еще плоскость орбиты спутника, то разыскивать спутник нужно в пределах площади, ограниченной той параболой, по ветви которой спутник удалился бы, если бы в перигее ему была сообщена местная параболическая скорость.

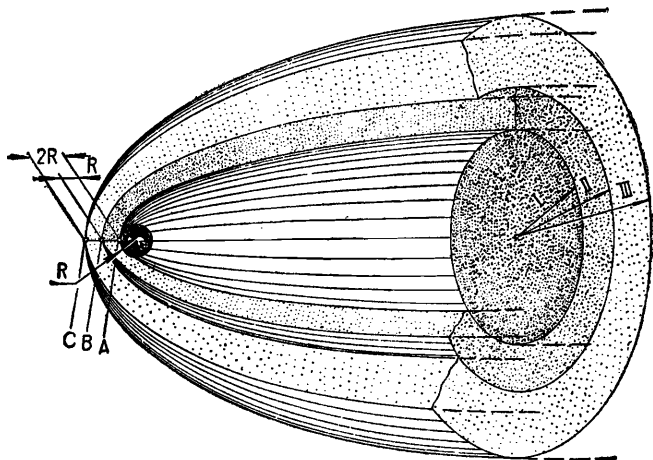


Рис. 44. Если установлено, что потерянный из виду искусственный спутник двигался в точках *A*, *B* или *C* (на небольшой высоте или на высоте, равной одному или двум радиусам Земли) параллельно поверхности Земли, то его поиски могут ограничиться указанными на рисунке параболами *I*, *II*, *III*.

Чтобы полностью определить орбиту искусственного спутника, достаточно также найти высоту его полета в перигее, а затем высоту в той точке орбиты, где он окажется, пройдя дугу эллипса в 90° ¹⁾. 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 позволяет 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.

В таблице 38 приведены размеры большой и малой оси эллиптической орбиты спутника, которые вычислены по известным расстояниям спутника от центра Земли в перигее и после прохождения дуги

¹⁾ То есть дугу, видимую из центра Земли под углом зрения 90° .

в 90° по орбите. Зная эти величины, легко также рассчитать апогейное расстояние спутника. В таблице 38 за единицу измерения расстояний принято перигейное расстояние.

Таблица 38

Определение орбиты искусственного спутника по его расстояниям от центра Земли в перигее и после прохождения дуги в 90°

Расстояние от центра Земли в перигее	Расстояние от центра Земли после прохождения дуги в 90°	Большая полуось орбиты	Малая полуось орбиты	Расстояние от центра Земли в апогее
1	1,10	1,111	1,105	1,22
1	1,20	1,25	1,22	1,50
1	1,30	1,43	1,36	1,86
1	1,40	1,67	1,53	2,33
1	1,50	2,00	1,73	3,00
1	1,60	2,50	2,00	4,00
1	1,70	3,33	2,38	5,67
1	1,80	5,00	3,00	9,00
1	1,90	10,00	4,36	19,00

Заметим, что если после прохождения спутником дуги в 90° его расстояние от центра Земли окажется вдвое больше перигейного, 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. Практически же это может быть спутник, движущийся по очень удлиненной эллиптической орбите, поскольку на сравнительно большом расстоянии от Земли эллиптическая и параболическая траектории почти совпадают. Для таких спутников можно в любой момент быстро определить расстояния от центра Земли по одному только направлению движения спутника, например, по значению угла, образованного этим направлением с солнечными лучами. Результаты соответствующих расчетов при условии, что перигей спутника расположен на линии Земля — Солнце на расстоянии четырех радиусов Земли от ее центра, приведены в таблице 39.

Определить орбиту спутника можно и, не измеряя высоты его полета, после прохождения дуги орбиты в 90° ; для этого достаточно только заметить продолжительность этого прохождения. Если, например, для этого потребовалось 23 минуты 17 секунд, а высота перигея составляла десятую часть экваториального радиуса, то, как показывает математический расчет, 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.

В случае, если спутник ускользнет от глаз наблюдателей, он в течение нескольких дней сможет быть снова обнаружен «охотящи-

Таблица 39

Определение расстояния от Земли спутника, обладающего очень удлиненной орбитой, по углу между направлением его движения и солнечными лучами

Угол между направлением движения спутника и солнечными лучами	Расстояние от центра Земли в экваториальных радиусах Земли	Угол между направлением движения спутника и солнечными лучами	Расстояние от центра Земли в экваториальных радиусах Земли
90°	4,00	40°	8,77
80	4,71	30	10,93
70	5,46	20	14,99
60	6,31	10	26,69
50	7,36		

мися» за ним наблюдательными станциями, если элементы его орбиты будут известны хотя бы приблизительно.

8. Радиосигнализация

Современная радиотехника способна обеспечить радиосвязь между искусственным спутником и Землей, а также между различными спутниками, плавающими в мировом пространстве.

Преимущество радиосигнализации перед сигнализацией световой заключается в том, что первая может осуществляться в любое время: и тогда, когда спутник скрыт за слоем облаков, и днем, когда лучи света будут теряться в океане прямого и рассеянного солнечного света. Поэтому можно предполагать, что световая сигнализация как средство связи между искусственным спутником и Землей уступит место радиосигнализации. Однако в некоторых случаях световая сигнализация может оказаться удобнее радиосигнализации, в частности, световая сигнализация может пригодиться, если радиопередатчик или радиоприемник на спутнике выйдет из строя.

Какой длиной волны пользоваться для связи между искусственным спутником с Землей? Как известно, посылаемые с Земли радиоволны в той или иной мере отражаются или поглощаются верхними слоями атмосферы. 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, достигнуть пункта, находящегося в диаметрально противоположной по отношению к передающей радиостанции точке земного шара. Но именно эти свойства ионосферы, делающие возможной радиосвязь между весьма удаленными пунктами земной поверхности, должны затруднять радиосвязь с искусственным спутником. Даже более короткие волны, длиной около 40 метров, могут проникать за пределы ионосферы лишь в небольшой своей части. Кроме того, проницаемость

ионосферы для радиоволн сильно изменяется в течение дня и в различные времена года.

Для сигнализации с искусственного спутника, летящего на высоте до нескольких тысяч километров над поверхностью Земли, можно пользоваться и ненаправленными волнами, а также волнами, несколько длинее ультракоротких, как это имело место на двух первых искусственных спутниках.

Ненаправленные радиоволны требуют большого расхода электроэнергии. Со временем, однако, при освоении соответствующей аппаратуры для посылки радиосигналов сквозь атмосферу смогут служить потоки строго направленных ультракоротких радиоволн. Все же слишком короткие волны, длиной менее 3 сантиметров непригодны для космической сигнализации, так как они поглощаются нижними слоями атмосферы. Особенно сильно поглощаются водяными парами и рассеиваются ионосферой радиоволны длиной менее 2 сантиметров. Поэтому для передачи радиосигналов сквозь атмосферу необходимо пользоваться более длинными волнами. Радиосвязь между искусственным спутником и Землей, по-видимому, сможет лучше всего поддерживаться на направленных коротких волнах, длиной от одного до нескольких метров.

В земных условиях коротковолновые передачи получили широкое распространение частично благодаря тому, что на этих волнах почти нет промышленных и атмосферных помех. Однако в мировом пространстве имеется много коротковолновых излучений, приходящих от небесных тел. Надо полагать, что эти излучения будут в значительной степени мешать космической радиосвязи.

Окончательно определить длины волн, подходящие для радиопередач из мирового пространства, можно будет только после тщательного изучения диапазонов естественных радиоволн, постоянно распространяющихся в мировом пространстве. Неоценимые услуги в деле выбора длины радиоволн для будущих спутников даст нам обработка результатов радионаблюдений первого и второго искусственных спутников.

Радиус действия ультракоротких радиоволн ограничивается, как известно, зоной оптической видимости. Поэтому продолжительность периодов радиосвязи между искусственным спутником и Землей на таких волнах будет такой же, как в случае световой сигнализации. В таблице 35 (стр. 204) указывалось время, в течение которого в определенном наблюдательном пункте могут приниматься с искусственных спутников, летящих на разных высотах, световые сигналы и ультракоротковолновые радиосигналы. (Конечно, те же данные относятся и к передаче с Земли на спутник.) Кроме того, в таблице указывалось время, в течение которого световая связь и радиосвязь на ультракоротких волнах не могут осуществляться. Заметим, что радиопосылки из советских спутников принимались далеко за пределами оптической видимости (см. стр. 223).

Космическая релейная радиосвязь. Искусственные спутники Земли могут быть использованы в качестве про-

межзвездных приемно-передаточных станций при осуществлении радиорелейной связи между Землей и межпланетными кораблями. Установка соответствующего направления антенны на искусственном спутнике может осуществляться с помощью гироскопов в течение весьма длительного времени и с гораздо большей точностью, чем на поверхности Земли, так как трение в подшипниках маховичка ввиду относительной его невесомости будет отсутствовать.

При использовании параболических передаточной и приемной антенн радиус действия увеличивается с увеличением частот радиоволн. Поэтому для радиосвязи между спутниками, летающими в безвоздушном пространстве, следует применять самые короткие радиоволны. Вспомним, что при передаче радиосигналов с Земли на искусственный спутник (или в обратном направлении) удобнее применять сантиметровые волны, так как содержащиеся в атмосфере водяные пары сильно поглощают высокочастотные волны.

Если передаточная антенна имеет параболическую форму, а приемная антенна — изотропный характер (ненаправленная антенна), то радиус действия аппаратуры не зависит от длины радиоволны. Если же обе антенны изотропны, то радиус действия радиоаппаратуры увеличивается с уменьшением частоты (Уэбб, Великобритания). Эти соотношения верны для безвоздушного пространства, но, как мы видели, выбор частоты значительно усложняется, когда радиоволнам предстоит пересечь всю толщу атмосферы.

Чем меньше частота, тем проще техника получения радиоволн, но тем больше размеры направленной антенны.

Если на ракете-зонде использовать приемник высокой чувствительности ($1 : 10^{13}$ ватта) с ненаправленной приемной антенной, а на Земле установить астронаправленную антенну сопровождения с 2-градусным отверстием, уменьшающую необходимую мощность в 10 000 раз, то для радиуса досягаемости в 480 000 километров (это практически максимальное расстояние до искусственного спутника, облетающего одновременно Землю и Луну) при частоте в 500 мегагерц потребуется радиоустановка мощностью около 1000 ватт. Если бы удалось на ракете-зонде установить такую же направленную антенну, как и на Земле, то необходимая мощность для лунной радиостанции уменьшилась бы до 100 ватт. Однако для этой цели потребовалась бы направленная антенна диаметром не менее 24 метров. Если увеличить частоту волны до 3000 мегагерц, то диаметр антенны уменьшится до 4,5 метра, но зато пришлось бы увеличить излучаемую мощность в 36 раз.

При 9-метровой направленной антенне и антенне-диполе с приемником чувствительностью в $1 : 10^{13}$ ватт необходимая мощность составляла бы 5 киловатт. В этом случае передаточно-приемные аппаратуры на Земле и на летательном аппарате были бы идентичны. Целесообразно все же упростить и облегчить радиоаппаратуру на ракете ценою усложнения и утяжеления аппаратуры на поверхности Земли. Так, например, можно излучаемую на Земле мощность радиоволн увеличить в 100 раз (до 500 киловатт) и одновременно во

столько же раз уменьшить чувствительность радиоприемника на Луне (то есть до $1 : 10^{11}$ ватт). Излучаемую же радиозондом мощность можно снизить с 5 до 2 киловатт и соответственно увеличить чувствительность радиоприемника на Земле. Полезный вес ракеты-спутника для исследования Луны должен составлять от 226 до 453 килограммов, из которых около 23 килограммов приходится на радиоаппаратуру.

Трех-четыре наземных радиостанций достаточно для непрерывного поддержания связи с космическим радиозондом — спутником, облетающим систему Земля—Луна. В крайнем случае можно во время движения такого космического зонда по пассивному участку траектории довольствоваться одной только радиостанцией, поскольку можно в этот период по элементам орбиты зонда предвычислить момент и координаты его восхода относительно наземной радиостанции, по отношению которой вследствие вращения Земли зонд опустится за горизонт.

Поскольку человек, управляющий космической ракетой-зондом, будет находиться на Земле, наземная аппаратура для телеизмерения и телеуправления должна быть снабжена устройством, компенсирующим вращение Земли (Пру, США).

Для радиосвязи с экспедициями, находящимися на той стороне поверхности Луны, которая никогда не видна с Земли, можно было бы воспользоваться в качестве ретрансляционной станции искусственным спутником Земли, находящимся постоянно на продолжении прямой линии Земля—Луна за Луной, на расстоянии 64360 километров от нее (Кларк). Поскольку, однако, такой спутник никогда не был бы виден с земной поверхности, следовало бы на рассматриваемой релейной линии связи использовать еще один ретрансляционный спутник в одной из так называемых троянских точек ¹⁾ на орбите Луны.

Радиосигналы с первого советского искусственного спутника передавались непрерывно. По мнению некоторых специалистов, радиопередача записей с небольшого искусственного спутника 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.

9. Радиотелеизмерения параметров движения искусственного спутника

С помощью передаточно-приемных радиостанций можно будет с большой точностью определять как расстояние искусственного спутника от Земли, так и его скорость. Как показали исследования, скорость можно будет измерять с точностью до одной десяти тысяч-

¹⁾ Понятие троянских точек разъяснено на стр. 265.

ной ¹⁾, а расстояния — до одной десятиллионной доли измеряемой величины. Понятно, что радиоальтиметр работает с огромной быстротой. Для определения радиальных (лучевых) скоростей (то есть скоростей удаления от наблюдателя или приближения к нему) искусственных спутников и ракет, перелетающих на искусственный спутник, может быть использован эффект Доплера²⁾). 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 обнаружения искусственного спутника и определения направления его движения можно воспользоваться аппаратурой, работающей по следующей схеме.

Две антенны, расположенные на расстоянии, равном кратной величине длины волны, принимают радиосигналы, передаваемые с искусственного спутника, представляя собой интерферометр. В результате сложения радиоволн получается та или иная интенсивность суммарного сигнала в зависимости от положения искусственного спутника (явление интерференции). Ввиду же того, что спутник движется, этот сигнал то усиливается, то ослабляется. Для искусственного спутника, движущегося, например, на высоте 322 километров со скоростью 7,62 километра в секунду, явление постепенного усиления сигнала с последующим его ослаблением повторялось бы через каждую секунду в случае, если расстояние между двумя антеннами интерферометра было в 50 раз больше длины волны. Продолжительность цикла может быть уменьшена путем увеличения расстояния между приемными антеннами.

Цель наземных радиолокационных станций может быть расположена так, чтобы наблюдения в большей или меньшей части перекрывались. Это позволит непрерывно получать надежные данные о движении искусственных спутников. Все наблюдения должны производиться автоматически, чего требуют большие скорости движения орбитальной ракеты и искусственного спутника. Моментом начала всех наблюдений может быть старт орбитальной ракеты с поверхности Земли.

Таким образом, для поддержания непрерывной радиосвязи потребуется ряд радиостанций, расположенных на определенном расстоянии друг от друга. Количество и распределение этих

¹⁾ Современные радиоальтиметры указывают высоты до 15 километров с точностью до 5 метров, при этом их вес не превышает 15 килограмм. Принцип действия радиоальтиметра заключается в измерении времени прохождения радиосигнала до поверхности светила и обратно (радиозэх). Прибор автоматически указывает пропорциональное этому времени расстояние от отражающей поверхности (например, поверхности Земли).

²⁾ 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 Доплера по имени физика, впервые объяснившего его.

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 20 передаточно-приемных станций, шесть из которых постоянно будут связаны с ракетой.

Характеристики приемных радиостанций определяют минимальное количество станций, необходимых для непрерывного слежения за искусственным спутником. Увеличение количества приемных радиостанций дало бы возможность не только получать сигналы большей мощности вследствие того, что среднее расстояние между радиопередатчиком и приемником уменьшилось бы, но и уменьшить влияние ионосферической рефракции радиоволн.

Во избежание промышленных помех наземные приемные радиостанции могут быть установлены в местностях, расположенных далеко от городских центров, промышленных предприятий и оживленных дорог.

10. Определение момента кульминации спутника

Большое значение будут иметь записи радиосигналов искусственного спутника на магнитную ленту, на которой одновременно будут записывать метки времени. Максимальной интенсивности этих сигналов будет соответствовать максимальное приближение спутника к приемной станции.

Момент времени прохождения спутника в зените или на наиболее близком расстоянии от приемной точки (кульминация спутника) можно определить и так называемым методом равносигнальной зоны, состоящим в следующем.

В точках A_1 и A_2 (рис. 45) устанавливаются совершенно одинаковые антенны с симметрическими по отношению к вертикальной оси $O-4$ диаграммами направленности $ДН_1$ и $ДН_2$, сдвинутые друг по отношению к другу под углом α . В момент прохождения спутника через линию направления наилучшего приема $1-0$ уровень сигнала, принимаемого антенной A_1 , будет самым большим, а антенной A_2 — значительно меньше. По мере дальнейшего перемещения спутника по своей орбите, в точках 2, 3 и т. д. уровень сигнала в антенне A_1 падает, а в антенне A_2 растет до тех пор, пока в момент прохождения

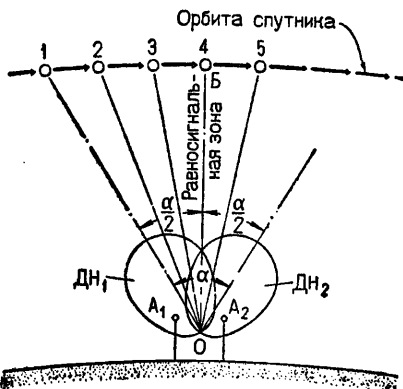


Рис. 45. Определение момента кульминации спутника методом равносигнальной зоны.

через вертикальную плоскость $O-4$ сигналы, принимаемые обеими антеннами, не сравниваются: в этот момент спутник проходит через равноточную зону.

Для тренировки в применении этого метода были проделаны опыты в полевых условиях с радиопередатчиком, установленным на самолете (Дубовин, СССР).

11. Определение положения корпуса спутника в полете

Современная техника наблюдения искусственных спутников дает возможность экспериментальным путем определить не только координаты спутника для любого момента времени, но также ориентировку его корпуса по отношению к Земле или небосводу. Это производится в принципе так же, как и определение положения ракеты в полете. Если фотоэлектрический детектор закрепить на ракете так, чтобы ось его максимальной чувствительности была перпендикулярна продольной оси ракеты, то при одном полном обороте ракеты вокруг ее оси, получится поочередно минимум и максимум освещения, соответствующие черноте небосвода и яркости земной поверхности. При этом станет известным также момент, когда ось детектора будет направлена на линию горизонта. При каждом обороте ракеты вокруг ее продольной оси солнечные лучи могут также попадать на регистрирующий их менее чувствительный фотоэлемент, который притом будет оставаться нечувствительным к лучам, отраженным Землей. Можно также использовать датчики, чувствительные к лучам Луны или некоторой конкретной звезды, а также к магнитному полю Земли. Все это позволяет получить такое количество параметров, которое оказывается достаточным для определения положения корпуса ракеты. Для облегчения расчетов создана механическая модель с системой самописцев (Купперман и Креплин, США).

Такой метод на практике дает удовлетворительные результаты, хотя наличие облаков в большой степени затрудняет определение линий горизонта, а инерция приборов и неточности аппаратуры вносят известные трудности.

Данные о вращении ракеты вокруг продольной оси могут быть получены и следующим образом.

В плоскости, перпендикулярной этой оси, монтируется три съемочных аппарата под углом 120° друг к другу. На каждом аппарате устанавливается световой фильтр: красный, зеленый и синий. Все изображения фиксируются на одной и той же пленке, чувствительной на разные цвета, и затем, после проявления пленки, опять перепечатываются раздельно, соответственно первоначальному цвету. Положение Солнца относительно горизонта на полученных снимках дает возможность определить ориентацию ракеты в пространстве.

Наконец, определить положение корпуса спутника в полете можно также при помощи радиометодов. Передающие стержневые антенны могут, например, быть расположены в плоскости «эква-

тора» искусственного спутника, быстро вращающегося вокруг своей оси. В момент отделения искусственного спутника от головной ступени ракеты плоскость его экватора (и антенн) будет обычно проходить через центр Земли, то есть перпендикулярна к ее поверхности. Поскольку эта плоскость остается неподвижной относительно звезд, ее наклон по отношению к земной поверхности должен непрерывно изменяться. Когда она окажется параллельной поверхности Земли, будет наблюдаться наиболее сильное поворачивание плоскости поляризации радиоволн в ионосфере под влиянием магнитного поля Земли (эффект Фарадея). Этот момент и будет наиболее выгодным с точки зрения четкости приема.

Впервые после запуска спутника такое расположение антенн будет иметь место после прохождения одной четверти длины круговой орбиты спутника, а затем в противоположной точке земного шара. Однако вследствие вращения Земли, а также частично под влиянием ее сжатия эти пункты будут «дрейфовать» по поверхности земного шара. Не исключена, однако, возможность (в случае периодических спутников), что спустя некоторое время антенны окажутся в первоначальном положении относительно определенной местности. Так, по характеру радиосигналов, принятых на Земле, можно будет судить о степени наклона экваториальной плоскости спутника.

12. О наблюдениях первого и второго искусственных спутников

Благодаря тому, что орбита первого искусственного спутника наклонена к плоскости экватора под большим углом, он облетает почти все континенты и водные пространства земного шара, за исключением заполярных пространств и узких поясов, расположенных южнее Северного и севернее Южного Полярных кругов, что составляет около 90 процентов поверхности нашей планеты.

Прохождение первого советского искусственного спутника было зарегистрировано во всех уголках земного шара (табл. 40).

При наблюдении невооруженным глазом спутник был виден как звезда пятой-шестой величины, а ракета-носитель — как звезда первой величины.

На рис. 46 изображен след, оставленный ракетой-носителем на фотопластинке при длительной экспозиции. На снимке видно, насколько стремительнее звезд (в их суточном движении) пронесется по небосводу ракета-носитель: соответствующие скорости пропорциональны длине черточек, оставленных на фотопластинке (астрограф, с помощью которого произведен снимок, оставался неподвижным). На снимке видно также, что ракета-носитель движется под углом к направлению суточного движения звезд. (Только наблюдатель, находящийся вблизи 65-й параллели, мог видеть ракету-носитель и спутник движущимися параллельно, причем в направлении, обратном движению звезд, то есть на восток.) Перерыв в следе ракеты-носителя сделан для определения момента и продолжительности ее прохождения по небосводу.

**Местности и даты появления над ними (впервые) первого
советского искусственного спутника (в октябре 1957 г.)**

Местность	Число	Часы	Ми- нуты	Местность	Число	Часы	Ми- нуты
Аддис Абеба . . .	9	08	45	Лима (Юж. Америка)	13	03	09
Александрия . . .	9	22	37	Лиссабон	11	10	09
Алеутские о-ва . .	7	14	39	Лондон	6	10	05
Алжир	9	10	14	Лос-Анжелос	9	18	15
Алма-Ата	5	20	58	Лхаса	12	03	47
Анкара	10	22	37	О-в Мадагаскар . . .	10	19	08
Антарктида	7	06	—	Мадрас	6	19	17
Архангельск	8	03	36	Мадрид	9	10	12
Аскинус (Аляска) .	10	18	03	Манила	8	16	07
Афины	12	22	36	Манчестер	6	10	05
Ашхабад	8	21	02	Марсель	12	00	12
Багдад	5	22	32	Мельбурн	8	12	38
Баку	12	21	00	Мехико	6	18	16
Банкок	7	17	41	Минск	10	00	19
Бандунг	6	05	35	Монреаль	8	06	39
Барселона	13	00	13	Монтевидео	6	16	56
Бейрут	13	06	59	Москва	5	01	46
Белград	8	00	14	Мукден	6	17	50
Берген	12	06	48	Мюнхен	10	08	35
Берлин	13	00	16	Неаполь	14	22	34
Бермудские о-ва . .	7	15	—	О-в Новая Гвинея . .	9	14	26
Бомбей	6	07	03	Новосибирск	8	03	41
Бостон	7	14	56	Новый Орлеан	9	16	40
Брюссель	10	08	34	Нью-Йорк	7	06	36
Будапешт	10	00	18	О-в Огненная Земля .	10	18	42
Бухарест	13	06	55	Одесса	12	06	54
Буэнос-Айрес . . .	12	01	25	Омск	10	03	44
Ванкувер	7	18	07	Осло	6	03	27
Варшава	12	06	52	Оттава	8	14	57
Вашингтон	5	16	31	Палермо	12	08	32
Веллингтон (Но- вая Зеландия) . . .	6	11	00	Панама	8	16	45
Вильнюс	10	06	57	Париж	6	10	06
Владивосток	9	16	15	Пекин	7	17	49
Гаана	7	16	39	Петропавловск . . .	6	16	16
Ганги	10	15	04	Пхеньян	11	16	10
Гватемала	8	06	31	Райгун	6	05	28
Гетеборг	10	01	57	Рейкьявик	12	05	07
Глазго	10	08	32	Рига	6	01	51
Гонолулу	7	11	18	Рим	6	10	09
Дамаск	6	08	34	Рио-Гранде (Юж. Америка)	6	16	56
Дели	8	19	24	Рио-де-Жанейро . .	8	15	18
Детройт	5	16	30	Сайгон	6	17	40
Джакарта	8	16	01	Сан-Сальвадор . . .	7	15	14
Дублин	13	08	29	Сан-Франциско . . .	8	18	12
Ереван	6	22	36	Сеул	10	16	12
Иоганнесбург . . .	10	10	30	Сидней	7	12	39
Иркутск	7	19	28	Сингапур	11	16	00
Кабул	6	20	58	Стамбул	11	22	35
Каир	8	22	35	Таллин	8	06	59
Калькутта	5	19	16	Ташкент	7	21	01
Канарские о-ва . . .	7	11	48	Тегеран	8	07	01
Карачи	5	20	54	Тирана	8	00	13
Касабланка (Аф- рика)	11	10	11	Токио	6	16	11
Квебек (Сев. Аме- рика)	6	14	55	Триполи (Африка) .	6	10	10
Киев	7	00	15	Улаи-Батор	5	19	23
Коломбо	12	17	40	Фруизе	6	21	01
Копенгаген	8	01	53	Ханой	7	17	43
Кордова (Испа- ния)	10	10	10	Ханчжоу	11	16	08
Курильские о-ва . .	9	22	59	Ханькоу	12	02	10
Ленинград	6	06	49	Хельсинки	8	01	56
Ливерпуль	12	01	50	Хиросима	8	16	12
				Чикаго	6	16	32
				Чунцин	8	30	50
				Шанхай	10	16	10

После одного полного обращения первый искусственный спутник находится в зените не над прежней местностью, а над другой точкой этой же параллели, расположенной примерно в 24 градусах западнее первой. (Если бы это перемещение было равно точно 24 градусам, то спустя одни сутки можно было бы наблюдать спутник из той же местности и в прежнем положении. В действительности же имеются небольшие отклонения.) На рис. 23 (стр. 57) была дана схема прохождения спутника в зените в течение суток. Как мы видим, между территориями, которые облетает спутник, остаются неохваченные им пояса, над которыми спутник никогда не

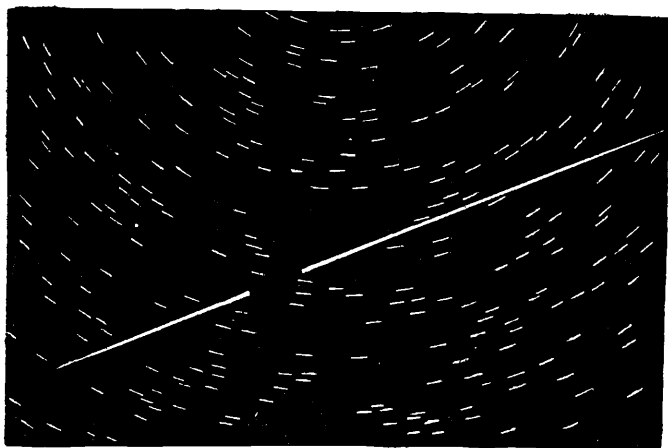


Рис. 46. След, оставленный ракетой-носителем на фотопластинке при длительной экспозиции (снимок Т. П. Киселевой, Пулковская обсерватория, 10 октября 1957 года). На снимке видно, во сколько раз быстрее суточного движения звезд проносятся по небосводу ракета-носитель (ср. длину черточек). Перерыв в следе ракеты-носителя указывает момент и продолжительность времени прохождения по небосводу ракеты-носителя.

появляется в зените (его можно наблюдать оттуда под некоторым углом к горизонту). Но при достаточно длительной жизни спутника он все же может оказаться в зените и над этими местностями. Уже в первые дни существования спутника наблюдались некоторые смещения точек его проекции, то есть его прохождения в зените по сравнению с предыдущими сутками. К ноябрю 1957 года спутник совершил уже столько оборотов, что вся карта земного шара была испещрена проекциями его траектории.

За движением первого искусственного спутника сразу после его запуска в Советском Союзе следило 66 станций визуальных наблюдений и 26 станций радионаблюдений. Кроме того, велись наблюдения с помощью радиолокаторов и радиопеленгаторов, астрографов и других приборов. В дальнейшем в визуальных наблюдениях искусственных спутников принимали также участие аэрологические

пункты Гидрометеорологической службы, которые располагают аэрологическими (шаропилотными) теодолитами, в нормальных условиях служащими лишь для слежения за шарами-пилотами с целью определения направления и скорости ветра на различных высотах. (Такие теодолиты весьма удобны для слежения за движением искусственных спутников, поскольку при наведении объектива на любую точку небосвода сохраняется горизонтальное положение оптической оси окуляра.)

За движением советских спутников следили также 30 обсерваторий других стран — участниц Международного геофизического года.

Для «подстережения» спутника вооруженные оптическими приборами наблюдатели располагались двумя группами: одна группа вдоль меридиана, другая — в плоскости, перпендикулярной видимой орбите спутника. Таким образом, создавалось два «оптических барьера».

Эфемериды спутника, а затем и ракеты-носителя сообщались ежедневно в печати, облегчая таким образом работу наблюдателей: для отыскания на небосводе первых искусственных небесных тел астрономические приборы направлялись заранее в «точки ожидания». Погрешность угловых измерений, производившихся визуальными наблюдательными станциями, не превосходила одного градуса. Время измерялось с точностью до 0,01 секунды.

За время полного оборота спутника наблюдательный пункт на поверхности Земли перемещался вследствие ее суточного движения на 1100—2600 километров, в зависимости от того, находился ли этот наблюдательный пункт на 65-й параллели или на экваторе. Однако уже с высоты 200 километров диаметр площади, с которой виден искусственный спутник, превышает 3000 километров. Поэтому примерно спустя полтора часа после захода спутника в данной местности он часто опять попадал в поле зрения данного наблюдателя.

Наблюдения показали, что ракета-носитель вращается вокруг оси, проходящей через ее центр тяжести (точнее — через центр масс).

Радионаблюдения первых спутников велись многими радиолюбителями в разных уголках земного шара. Избранная для искусственного спутника длина волн (см. стр. 189) представляла большое удобство для радиолюбителей, многие из которых не располагают приемниками, способными принимать очень короткие волны. Радиопередатчики спутника излучали сигналы в виде телеграфных посылок длительностью около 0,3 секунды, с паузой такой же длительности. Посылка сигналов одной частоты производилась во время паузы сигнала другой частоты.

Приемные радиостанции обладали чувствительностью не менее 1—3 микровольт, то есть во много раз превышающей чувствительность радиоприемников первого класса. Для этой цели были изготовлены специальные радиоприемники, способные улавливать сигналы при напряженности их поля у приемной антенны не более не-

скольких микровольт на метр. Питались эти приемники от сети переменного тока и потребляли мощность около 60 ватт.

Радиосигналы спутника принимались на расстоянии до нескольких тысяч километров, а в исключительных случаях — до 10 и даже до 15 тысяч километров.

После трехнедельной непрерывной работы радиопередатчиков запасы электроэнергии на первом спутнике были исчерпаны. Дальнейшие наблюдения за спутником и за ракетой-носителем, значительно более яркой, велись главным образом визуальными методами.

Ввиду того, что второй спутник обращается на большей высоте, чем первый, оказался больше и радиус площади, с которой можно его наблюдать. Если спутник, летящий на высоте 900 километров, можно теоретически наблюдать с площади радиусом в 3200 километров (по дуге большого круга), то с подъемом спутника до 1700 километров эта величина возросла до 4200 километров (но действительно наблюдать спутник с таких расстояний можно только при наличии усовершенствованных астрономических инструментов).

В некоторых случаях второй спутник можно было наблюдать как звезду первой величины.

Как и в случае первого искусственного спутника, сигналы радиопередатчика второго спутника на частоте 20,005 мегагерц имели вид телеграфных посылок длительностью около 0,3 секунды с паузой такой же длительности. Радиопередатчик на частоте 40,002 мегагерц работал в режиме непрерывного излучения. Установка двух радиопередатчиков на указанных частотах обеспечила проведение исследований по распространению радиоволн, излучаемых со спутника, и измерение параметров его орбиты. При этом был обеспечен прием сигналов со спутника при любом состоянии ионосферы.

Спустя одну неделю радиостанция спутника и бортовая аппаратура в соответствии с программой измерений прекратили свою работу. Наблюдения за движением второго спутника и прогноз его дальнейшего движения производились с помощью оптических и радиолокационных средств, так же как первого спутника и его ракеты-носителя.

ГЛАВА IX

СПУСК НА ЗЕМЛЮ

1. Способы торможения спускающихся аппаратов

Можно 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.

Спуск с искусственного спутника на Землю, очевидно, будет производиться при помощи специального летательного аппарата. При спуске необходимо затормозить движение аппарата. Это можно сделать либо с помощью ракетного двигателя, либо используя сопротивление воздуха.

Однако способ торможения путем обращения тяги ракетного двигателя, то есть при помощи струи газов, выбрасываемой в направлении движения (из двигателя, повернутого «задом наперед»), должен применяться лишь в тех случаях, когда невозможно использование атмосферы.

При возвращении с искусственного спутника на Землю ракетный спуск практически будет неприемлем: при таком способе потребовалось бы огромное количество топлива для погашения скорости при спуске и еще большее количество для того, чтобы унести на искусственный спутник топливо, которое потом понадобится для посадки на Землю. В самом деле, количество топлива, расходуемое на единицу массы, будет одинаково как для ускоренного движения ракеты при взлете, так и для ее замедленного движения при спуске на Землю. Поэтому отношение начальной массы ракеты (до взлета с Земли) к ее конечной массе после совершения посадки равно квадрату отношения конечной массы ракеты после завершения взлета к начальной массе.

Между тем торможение летательного аппарата в атмосфере за счет сопротивления воздуха не требует никакого расхода топлива, и поэтому вес аппарата для спуска будет сравнительно невелик. Такое торможение будет иметь большое значение не только для приземления при спуске с искусственного спутника, но и для посадки сверхдальних земных ракет, а также космических кораблей.



Рис. XXV. Радиопередатчик «Минитрэк» (США) внешне представляет собой цилиндр диаметром в 7,6 сантиметра и высотой 12,7 сантиметра. Батарея состоит из семи ртутных элементов напряжением в 1,2 вольта.



Рис. XXVI. Прибор с магнитной лентой для регистрации измерений интенсивности космических лучей, солнечной радиации и излучений Земли (США).

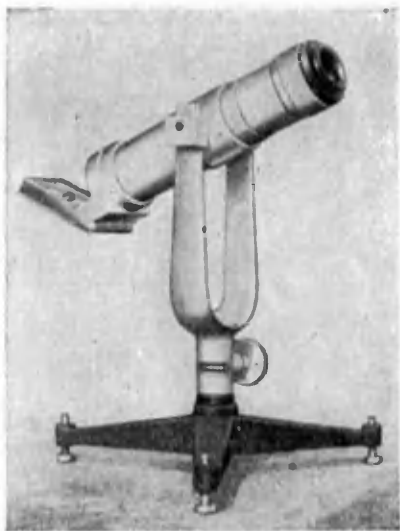


Рис. XXVII. Стандартная советская оптическая труба для наблюдения искусственных спутников.

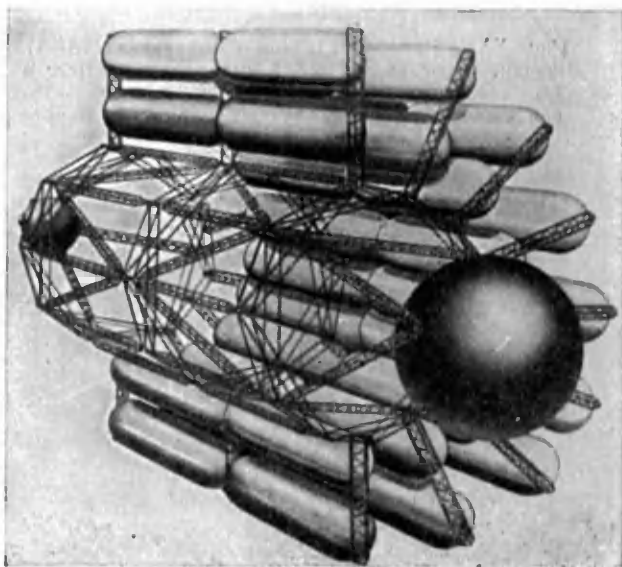


Рис. XXVIII. Сборка корабля для облета Луны на круговой орбите вблизи Земли. Впереди — шарообразная кабина; сзади — машинное отделение с ракетным двигателем. На рисунке показана только часть капсул с топливом, вмонтированных в остова корабля. (По проекту Гэтленда, Кюнеша и Диксона.)

2. Физические явления при торможении атмосферой

Во время торможения большая часть кинетической энергии посадочного планера будет превращаться в тепло, в результате чего как сам планер, так и окружающий его воздух будут нагреваться. О том, насколько велико количество кинетической энергии, которая должна быть поглощена при торможении спускающегося летательного аппарата, можно судить по следующим соображениям. Если бы вся кинетическая энергия нулевого искусственного спутника превратилась в тепловую, то с каждого килограмма веса спутника можно было бы получить 74 720 больших калорий. Между тем 1 килограмм топлива водород — озон в лучшем случае выделяет лишь 4330 больших калорий, то есть в 17 с лишним раз меньше. В случае же, если бы искусственный спутник двигался на высоте одного радиуса Земли, то его полная механическая энергия (кинетическая плюс потенциальная) ровно в полтора раза превысила бы энергию нулевого искусственного спутника. Однако не вся кинетическая энергия будет переходить в тепло: небольшая часть ее будет расходоваться на завихрение воздуха.

В настоящее время установлено, что при высокой температуре воздуха, окружающего движущийся снаряд, в результате сильных соударений между молекулами нарушается сцепление между атомами, составляющими молекулы, и последние распадаются (термическая диссоциация). На это расходуется часть тепловой энергии, вследствие чего планер будет нагреваться, по-видимому, в меньшей степени.

При медленном торможении нагрев посадочного планера будет незначительным, в случае же резкого торможения аппарат может сгореть даже при хорошо обтекаемой форме.

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

Тем не менее у нас еще нет полной уверенности в том, что космический планер не будет уничтожен вследствие высокой температуры и разрушающего действия внешних сил. Дело в том, что физическая картина сгорания метеорных тел при торможении в атмосфере, к сожалению, еще мало изучена, причем количественная сторона рассматриваемого явления совершенно неизвестна. Возможно, что при столь огромных скоростях полета проявляются новые, не известные нам факторы. Существующие теории этого явления про-

тиворечивы и далеко не полны. Если же применить для космических скоростей методы расчета, применяемые для обычных скоростей, то результаты могут оказаться совершенно неверными.

Заметим, что и при движении в воздухе тел со значительно меньшими скоростями наблюдаются явления, похожие на те, которые происходят при падении метеорных тел. Например, в одном из проведенных 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 нагревалась 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 раскаливается и сдувается гораздо меньше, чем алюминий. Еще лучше было бы покрыть снаряд окисью бериллия, обладающей низкой теплопроводностью и поглощающей при сублимации ¹⁾ огромное количество тепла (около 5900 больших калорий на килограмм), что предохранило бы его внутреннюю часть от нагрева.

Возможно, что и при спуске с искусственного спутника дело ограничится сдуванием с носа снаряда окружающим воздухом раскаленных частиц металла (или керамики). Может помочь также термоизоляция.

Задача предохранения космического аппарата от чрезмерного нагрева при торможении атмосферой пока еще не поддается ни всеобъемлющему экспериментальному изучению, ни точному математическому расчету, хотя некоторые попытки в этом направлении уже были предприняты. Так, например, фирма Локхид (США) построила трехступенчатую ракету на твердом топливе для изучения аэродинамических явлений при вторжении сверхскоростных ракет в атмосферу Земли.

Возможно, что влияние аэродинамического нагрева целесообразно сначала проверить на больших высотах, где из-за разреженности воздуха этот эффект незначителен. Затем можно будет постепенно погружать летательный аппарат на больших скоростях во все более и более плотные слои атмосферы.

Эти вопросы изучаются также другими методами. Национальный совещательный комитет по вопросам аэронавтики (США), например, располагает установкой, выбрасывающей при помощи сжатого гелия снаряды калибром в 6,35 миллиметра со скоростью около 3 километров в секунду. При нормальном атмосферном давлении эти снаряды раскаляются добела и сгорают в воздухе. В настоящее время строится такая установка для снарядов в три раза большего калибра, причем выстрел будет совершаться в барокамеру, в которой давление воздуха может меняться, воспроизводя условия на любой

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

высоте. Имеются сведения, что в стальной герметизированной трубе уже получены скорости испытательных снарядов около 4,5 километра в секунду, причем спектры обтекания снарядов фотографировались с выдержкой в одну десятиmillionную долю секунды.

Для разработки безопасного метода спуска космического планера на Землю придется предварительно решить ряд вопросов: какая доля кинетической и потенциальной энергии аппарата превращается в тепловую, а какая в другие виды энергии? Какая часть этой энергии поглощается внешней средой, а какая — самим приземляющимся аппаратом?

Весьма вероятно, что температура в кабине космического планера поднимется выше 100—200° С. Это, впрочем, не очень страшно: существует одежда для пожарников из теплоизоляционного материала с охлаждением сжиженными газами, предохраняющая от внешней температуры в 250° С и разрешающая даже пересечь огненную преграду. Все же в настоящее время недостаточно еще разработаны спасательные средства при разных случаях аварий. В этой области можно будет много заимствовать у авиации, с соответствующими изменениями, требуемыми большими скоростями орбитальных ракет.

3. Особенности конструкции спускающегося космического летательного аппарата

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

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. Некоторые опыты говорят о том, что тупая носовая часть нагреется значительно меньше, чем заостренная головка при том же эффекте торможения, но эти выводы требуют еще дальнейшего подтверждения.

Астронавты должны остерегаться неправильного погружения в атмосферу, а именно — под слишком большим углом к горизонту. В этом случае может возникнуть гибельная перегрузка вследствие резкого торможения в плотных слоях атмосферы или произойдет сильный удар о поверхность Земли. Поэтому погашение скорости аппарата должно производиться в разреженных слоях атмосферы на очень длинном отрезке пути, что требует почти горизонтального спуска.

Даже низко летающий искусственный спутник движется практически в безвоздушном пространстве. Поэтому планер нужно будет с помощью миниатюрного ракетного двигателя «столкнуть» со спутника со сравнительно небольшой скоростью в сторону, противоположную орбитальному движению (рис. 47, точка А). Тогда скорость планера сделается меньше круговой и он по полуэллиптической орбите начнет приближаться к поверхности Земли (рис. 47, полуэллипс АВ). В перигее этой орбиты планер войдет в плотные слои атмосферы (точка В на рисунке). 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.

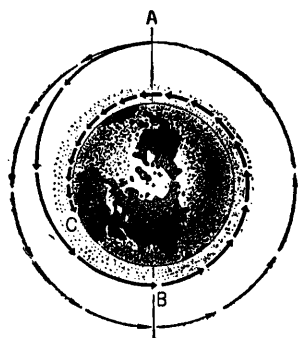


Рис. 47. Спуск на Землю с искусственного спутника, летящего на небольшой высоте. В точке А планер сталкивается со спутника и спускается в верхние слои атмосферы по полуэллипсу АВ. В точке В начинается торможение планера атмосферой. Планер приземляется в точке С с небольшой посадочной скоростью.

Планер начнет медленно погружаться во все более плотные слои атмосферы; спуск на поверхность Земли может продолжаться даже 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 космического планера будет почти погашена и упадет у поверхности Земли примерно до 100 километров в час, он сможет приземлиться подобно обычному планеру (точка С на рис. 47). На этом последнем этапе спуска придется, возможно, применить кратковременное ракетное торможение. По расчетам Кюме за 27 минут с момента начала этого торможения (на высоте 50 километров, где скорость аппарата равна

около 8 километров в секунду) до момента приземления аппарат покроет расстояние 7900 километров.

При прочих равных условиях легче будет осуществить спуск с искусственного спутника, движущегося в направлении вращения Земли, чем со спутника, движущегося в обратном направлении, так как в первом случае скорость спутника по отношению к поверхности Земли будет меньше.

На состоявшемся в 1956 г. в Институте Франклина в Филадельфии симпозиуме по вопросам программы мирного использования ракет Портер предложил метод сбрасывания с искусственного спутника на Землю пленки с записями измерительных приборов. Пленка автоматически вводится в патрон, после чего вступает в действие небольшая ракета, которая уменьшает орбитальную скорость патрона на 1,5 километра в секунду. В качестве парашюта

используется сферическая оболочка из нержавеющей стали толщиной в 0,08 миллиметра и диаметром в 0,9—1,8 метра. Пустая оболочка перебрасывается на искусственный спутник в сложенном виде, затем автоматически наполняется гелием, вследствие чего приобретает жесткость, необходимую при преодолении сопротивления воздуха. Для предохранения шара от аэродинамического нагрева он может быть покрыт слоем полиптерфторэтилена. Патрон снабжен небольшим передатчиком, подающим радиосигналы при спуске и в течение короткого времени после приземления. При общем весе спутника около 9 килограммов возможен безвредный спуск на Землю патрона с пленкой весом в 450 граммов.

Несколько по-иному, видимо, будет происходить спуск с искусственного спутника (или самого спутника) в том случае, когда его круговая орбита или апогей расположены далеко от поверхности Земли (рис. 48). В этом случае аппарат должен будет погрузиться в атмосферу (точка *B* на рисунке) 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). Космический планер, обогнув Землю в очень разреженных слоях атмосферы, возвращается в межпланетное пространство. Совершив путь по эллипсу (рис. 48, эллипс *BCB*), 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 не-

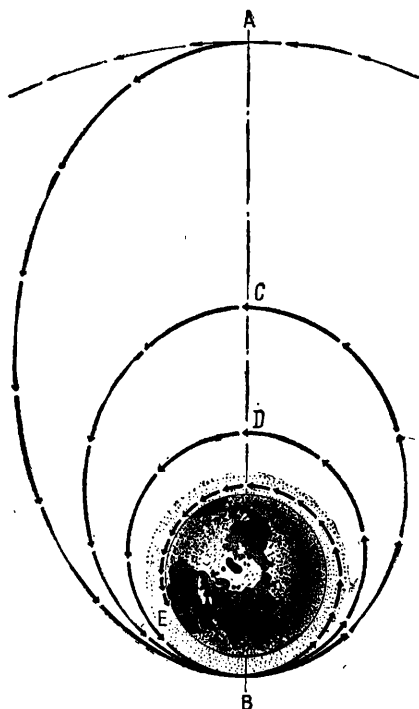


Рис. 48. Спуск на Землю с искусственного спутника, летящего на очень большой высоте. В точке *A* планер сталкивается со спутником и опускается в верхние слои атмосферы по полуэллипсу *AB*. Из атмосферы планер вырывается в безвоздушное пространство с уменьшенной скоростью. Вернувшись по эллипсу *BCB* в атмосферу Земли, планер опять замедляет свою скорость. Дальнейшее движение происходит по эллипсу *BDB*. Наконец, пройдя спираль *BE*, планер приземляется в точке *E*.

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 не-

сколько 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 уж 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, то есть 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», то есть они будут уже видеть, как обычно, небо над своей головой, а Землю под ногами.

Если во время работы двигателя при взлете сила инерции прижимала пилота к его креслу, то когда аппарат при спуске будет тормозиться реакцией газовой струи или сопротивлением воздуха, сила инерции должна будет выбросить пилота из его кресла, так как она подействует в обратном направлении (мы предполагаем, что положение кресла по отношению к летательному аппарату не изменилось).

Таким образом, при торможении бескрылого летательного аппарата ощущаемая пилотом сила тяжести направлена в сторону движения аппарата. Поэтому если пилот хочет смотреть вперед при нормальном положении головы по отношению к телу (голова не запрокинута и не наклонена), то, для того чтобы не падать, ему придется лежать на животе. При наличии же крыльев ощущаемая астронавтами сила тяжести, которая возникает вследствие сопротивления среды, наклонена к направлению движения под некоторым углом, что требует особого устройства кресла.

За траекторией возвращения космического планера можно будет следить с Земли 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 эффективные вспышки болидов. 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 представляют опасность для населения и построек.

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.

Возможно, что в планирующем полете удастся осуществить спуск даже автоматического искусственного спутника.

4. Спуск с искусственного спутника по обходной траектории

Выше (стр. 101—103) мы говорили о способе запуска искусственного спутника по обходной траектории с предварительным удалением. Аналогичным образом при помощи ракетного двигателя можно вернуть спутник на Землю (или прилететь со спутника), следуя по обходной траектории, симметричной той, по которой был запущен спутник¹⁾.

Естественно, что если пренебречь сопротивлением атмосферы, то спуск со спутника по обходной траектории даст выигрыш по сравнению с полуэллиптической траекторией при том же условии, которое было справедливо для запуска искусственного спутника, а именно, для круговых орбит спутников, радиус которых превышает 11,9 радиуса Земли.

Однако с момента вторжения летательного аппарата в атмосферу Земли можно вместо ракетного торможения воспользоваться сопротивлением воздуха. С учетом этой возможности спуск с искусственного спутника на Землю по обходной траектории дает выигрыш по сравнению со спуском по полуэллипсу уже в том случае, когда радиус круговой орбиты спутника составляет 4,8 радиуса Земли. Относительный по сравнению с запуском по полуэллиптической траектории выигрыш в суммарной скорости, сообщенной ракете при торможении, может теоретически достигнуть 58 процентов. Выигрыш топлива будет значительно больше.

Сравним два рассматриваемых способа спуска с искусственного спутника на конкретном примере.

Допустим, что необходимо совершить спуск с искусственного спутника, радиус круговой орбиты которого равен 20 радиусам Земли, а орбитальная скорость составляет 1769 метров в секунду.

Рассмотрим сначала спуск на Землю по полуэллиптической траектории, перигей которой находится в плотных слоях атмосферы, то есть вблизи поверхности Земли (кривая I на рис. 49). Для перехода на такую орбиту следует столкнуть космический планер, находящийся на спутнике (в точке A), в сторону, противоположную орбитальному движению со скоростью 1223 метра в секунду по отношению к спутнику, то есть довести скорость планера по отношению к Земле до $1769 - 1223 = 546$ метров в секунду.

Скорость планера в перигее, равная 10 919 метрам в секунду, «погашается» целиком за счет сопротивления атмосферы.

¹⁾ Рассчитано на основании работы: А. Штернфельд, Траектории полета к центральному светилу со стартом с определенной кеплеровской орбиты, Доклады Французской Академии наук от 12 февраля 1934 г.

По формуле Циолковского легко рассчитать, что при скорости истечения газов из ракеты, равной 3 километрам в секунду, для сбрасывания со спутника по полуэллипсу 1 килограмма сухой конструкции планера понадобилось бы 0,504 килограмма топлива.

Посмотрим теперь, какой экономии топлива можно достичь, если совершить спуск со спутника по обходной траектории с предварительным удалением. Для осуществления этой траектории при отлете с искусственного спутника в точке А



Рис. 49. Спуск с искусственного спутника на Землю по обходной траектории с предварительным удалением может значительно уменьшить расход необходимого топлива.

скорость планера по отношению к Земле следует не уменьшать, как в предыдущем случае, а увеличить. Если за апогей обходной траектории выбрать точку В, расположенную на расстоянии 60 радиусов Земли от центра нашей планеты, то скорость отлета космического планера с искусственного спутника должна составлять 398 метров в секунду (то есть $1769 + 398 = 2167$ метров в секунду относительно Земли). Удаляясь от орбиты спутника по полуэллипсу II, планер постепенно замедляет свое движение и прибывает в апогей В со скоростью 722 метра в секунду. Здесь снова включается ракетный двигатель, который погашает

часть скорости аппарата, а именно уменьшает ее на 537 метров в секунду. В результате планер начинает свое движение по новому полуэллипсу III со скоростью в апогее, равной $722 - 537 = 185$ метрам в секунду. Двигаясь по этому полуэллипсу, аппарат постепенно ускоряет свое движение и погружается в земную атмосферу со скоростью 11 097 метров в секунду (такова его скорость в перигее, который мы предполагаем расположенным у поверхности Земли). Эта скорость «погашается» сопротивлением атмосферы.

Таким образом, суммарная скорость, сообщенная планеру ракетным двигателем, при спуске по обходной траектории будет составлять $398 + 537 = 935$ метров в секунду. В этих условиях количество необходимого топлива для спуска со спутника по выбранной траектории каждого килограмма сухой конструкции планера составляло бы 0,366 килограмма (если, как и раньше, принять скорость истечения газов из ракеты равной 3 километрам в секунду).

В конечном счете выигрыш в суммарной скорости, сообщенной ракетным двигателем при спуске по обходной траектории, составляет 288 метров в секунду по сравнению с соответствующей величиной при спуске по полуэллипсу, то есть 23,6 процента. Соответствующий выигрыш в топливе получается несколько больше — 27,4 процента.

Заметим, что скорость вторжения космического планера в атмосферу Земли при спуске по обходной траектории в нашем примере на 1,6 процента больше, чем в случае спуска по полуэллипсу (11 097 вместо 10 919 метров в секунду), но это обстоятельство не имеет существенного значения, поскольку эта скорость погашается без расхода топлива — одним только сопротивлением воздуха.

ГЛАВА X

ИСКУССТВЕННЫЕ СПУТНИКИ ТЕЛ СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ

1. Искусственные спутники Луны

Первые искусственные спутники были созданы в связи с программой Международного геофизического года для исследования Земли и окружающего ее пространства. И коль скоро спутники пригодны для изучения планеты, на которой мы сами живем, тем более они могут оказаться полезными для исследования столь отдаленных небесных тел, как Луна, Солнце и другие планеты. Искусственные спутники смогут также служить в качестве межпланетных станций (см. стр. 276—286). Таким образом, для освоения межпланетного пространства придется создать искусственные спутники, вращающиеся не только вокруг Земли, но и вокруг 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 мы знаем, плоскость движения спутника не меняет своей ориентации относительно звезд. Это обстоятельство даст возможность за четыре недели (время обращения Луны вокруг своей оси) сфотографировать со спутника 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 зеленовато-серым оттенком) для спутника Луны будет в десять раз ярче лунного света на Земле в период полнолуния. Если использовать и это освещение, то можно будет заснять всю поверхность Луны в течение только 2 недель.

Для того чтобы Солнце и планеты не возмущали движения искусственного спутника, он должен вращаться в непосредственной близости от Луны, где практически действует лишь поле тяготения Луны.

Период обращения спутника вокруг Луны на высоте 30 километров будет составлять 1 час 51 минуту 13 секунд; на высоте 100 ки-

лометров время обращения увеличится на 6,5 минуты. Орбитальные скорости искусственных спутников Луны, летящих на высотах 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 30 километров можно будет даже невооруженным глазом различить находящиеся на поверхности Луны предметы размером от 3,8 до 8,7 метра (в зависимости от остроты зрения). Но при соответствующей этой высоте скорости движения (свыше 1600 метров в секунду) и сравнительно небольшом диаметре поля зрения (около 650 километров) наблюдаемый предмет будет быстро исчезать из виду. Поэтому 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 видимости какого-либо пункта на лунной поверхности с корабля-спутника, находящегося на высоте 30 километров, будет составлять примерно 6,4 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 30 километров, сможет перейти на эллиптическую орбиту с периастром ¹⁾, расположенным на желаемой высоте. Для снижения периастра до самой поверхности Луны потребуется уменьшить скорость всего на 7,14 метра в секунду. Но к местности, намеченной для изучения, искусственный спутник приблизится только спустя 54 минуты 3 секунды, обогнув предварительно полностью одно полушарие Луны. Затем спутник автоматически вернется на прежнюю высоту полета в 30 километров, где увеличение скорости на те же 7,14 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 нулевую круговую орбиту в момент прохождения через периастр требуется уменьшение скорости всего на 7 метров в секунду.

Когда спутник попадет в тень Луны, на нем настанет ночь, которая, как и в случае искусственного спутника Земли, будет всегда

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

Таблица 41

Характеристики двух искусственных спутников Луны

Характеристики	Высота полета над поверхностью Луны в километрах	
	10	50
1. Круговая скорость в метрах в секунду	1674	1655
2. Отношение ее к нулевой круговой скорости в процентах	99,71	98,59
3. Увеличение круговой скорости при уменьшении высоты полета на 1 километр в метрах в секунду	0,479	0,463
4. Радиус орбиты в километрах	1748	1788
5. Отношение радиуса орбиты к радиусу Луны в процентах	100,6	102,9
6. Длина орбиты в километрах	10 983	11 234
7. Угловая скорость в угловых секундах за секунду	198	191
8. Отношение угловой скорости к нулевой угловой скорости в процентах	99,1	95,8
9. Период обращения	1 ч. 49 м. 20 с.	1 ч. 53 м. 7 с.
10. Минимальная длительность дня	58 м. 24 с.	1 ч. 5 м. 5 с.
11. Отношение длительности дня к периоду обращения в процентах	53,4	57,5
12. Максимальная длительность ночи	50 м. 56 с.	48 м. 1 с.
13. Отношение максимальной длительности ночи к периоду обращения в процентах	46,6	42,4
14. Минимальная дуга орбиты, которую спутник проходит в тени Луны	192°16'	207°10'
15. Максимальная дуга орбиты, которую спутник проходит в солнечных лучах	167°44'	152°50'
16. Дуга, описываемая спутником на небосводе, с точки зрения наблюдателя, находящегося на Луне в плоскости орбиты (центр дуги в центре орбиты)	12°16'	27°10'
17. Длина дуги шарового сегмента Луны (по большому кругу), видимая с искусственного спутника, в километрах	372	824
18. Отношение площади видимого шарового сегмента к поверхности Луны в процентах	0,286	1,398
19. Максимальная продолжительность наблюдения точки на поверхности Луны	3 м. 42 с.	8 м. 32 с.
20. Минимальные линейные размеры предметов, различимых в бинокль с 15-кратным увеличением в метрах		
а) при среднем зрении	2,91	14,54
б) при остром зрении	2,26	6,30
21. Ускорение свободного падения на орбите искусственного спутника в метрах в секунду за секунду	1,60	1,53
22. Отношение предыдущей величины к ускорению свободного падения на поверхность Луны в процентах	98,9	94,5

Характеристики	Высота полета над поверхностью Луны в километрах	
	10	50
23. Минимальное количество поворотов плоскости орбиты, необходимое для полного обозрения Луны	15	7
24. Угол между последовательными положениями плоскости орбиты	12°0'	25°42'
25. Минимальная дуга перекрытия наблюдений	0°16'	1°28'
26. Необходимая скорость для поворота орбитальной плоскости в метрах в секунду	350	736
27. Суммарная скорость, необходимая для совершения всех поворотов орбитальной плоскости в метрах в секунду	4900	4418
28. Минимальная продолжительность обозрения всей поверхности Луны	1 сут. 3 ч. 20 м.	14 ч. 57 м.
29. Отношение обозреваемой поверхности к поверхности Луны в процентах	160	169
30. Скорость отлета с искусственного спутника Луны на Луну в метрах в секунду	3	12
31. Скорость прилунения в метрах в секунду	1681	1691
32. Суммарная скорость при спуске на Луну с искусственного спутника в метрах в секунду	1683	1703
33. Продолжительность перелета со спутника на Луну	53 м. 30 с.	54 м. 31 с.

короче местного дня. «Сутки» на спутнике, находящемся на высоте 122 километров над Луной, будут длиться ровно 2 часа. Увеличение высоты на каждые 10 километров будет вызывать удлинение «суток» примерно на 1 минуту, а уменьшение высоты — такое же укорочение суток.

Чтобы ускорить обозрение всей поверхности Луны, не нужно будет пассивно выжидать, пока Луна сделает полуоборот (или полный оборот) вокруг своей оси. Совершив одно обращение вокруг Луны с выключенным двигателем и обозрев полосу определенной ширины, космонавты смогут, пролетая над полюсом, включить ракетный двигатель, чтобы повернуть плоскость орбиты спутника вокруг оси Луны на определенный угол по отношению к звездам. Таким образом, при следующем обращении спутника вокруг Луны по новой орбите астронавты увидят совершенно новые территории. Чем больше высота движения спутника, тем шире видимая полоса и тем реже придется менять плоскость орбиты спутника. Так, при высоте полета в 10 километров эту операцию придется выполнить 14 раз, а при высоте в 50 километров — лишь 6 раз (табл. 41). Применяя этот метод, можно будет вместо пассивного двухнедельного выжидания обозреть с высоты 10 километров всю поверхность Луны за 1 сутки 3 часа 20 минут, а с высоты 50 километров — почти

в два раза быстрее. Но это, естественно, обойдется недешево: в первом случае для каждого поворота плоскости орбиты пришлось бы затратить столько же топлива, сколько требуется для того, чтобы сообщить ракете скорость 350 метров в секунду, а во втором случае —

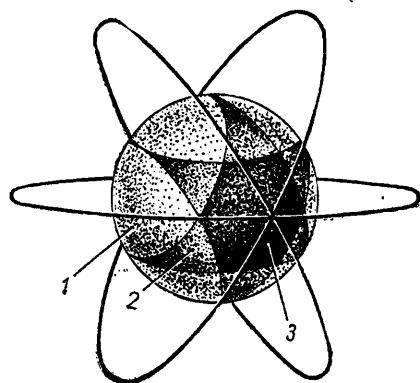


Рис. 50. Ускоренный метод обозрения поверхности Луны. Совершив оборот вокруг Луны, космонавты изменяют над полюсом плоскость вращения орбиты спутника. Цифрами отмечено, сколько раз можно со спутника обозреть данную площадь при двукратном изменении плоскости орбиты, расположенной на высоте, равной радиусу Луны.

736 метров в секунду. При этом сила тяги ракетного двигателя будет всякий раз направляться так, чтобы изменилась только ориентация плоскости орбиты, а орбитальная скорость спутника Луны осталась прежней.

При таком методе облета Луны некоторую часть ее поверхности можно будет обозреть даже двукратно, трехкратно и т. д. На рис. 50 проиллюстрирован изложенный метод ускоренного обозрения Луны с ее искусственного спутника, летящего на высоте, равной радиусу Луны. В этом случае достаточно лишь два раза менять плоскость орбиты искусственного спутника. Цифрами на рисунке отмечено, сколько раз можно со спутника обозреть данную поверхность при однократном облете каждой орбиты.

В 1957 г. на астронавтическом конгрессе в Риме высказывалось мнение, что искусственные спутники Луны будут созданы еще до того, как сможет быть запущен искусственный спутник Земли с экипажем.

2. Искусственные спутники планет и Солнца

Как уже упоминалось, для межпланетных полетов большое значение будут иметь искусственные спутники, обращающиеся вокруг других тел солнечной системы. Орбитальные скорости и периоды обращения этих спутников будут колебаться в очень широких пределах. А эти величины характеризуют, с одной стороны, степень трудности их запуска, а с другой стороны, — степень их пригодности в качестве наблюдательной станции.

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

Если на поверхностях различных 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.

Как видно из таблицы 42, нулевая круговая скорость для Земли больше, чем для трех остальных внутренних планет (Меркурия, Венеры и Марса). Но она вдвое меньше, чем для Урана и Нептуна, в пять раз меньше, чем для Юпитера. Для Солнца нулевая круговая скорость в 55 раз больше, чем нулевая круговая скорость для Земли и в 10 с лишним раз больше, чем для Юпитера.

Таблица 42

Нулевые круговые и параболические скорости для планет и Солнца

Название небесного тела	Нулевая круговая скорость в километрах в секунду	Нулевая параболическая скорость в километрах в секунду	Отношение нулевых круговой и параболической скорости к соответствующим скоростям для Земли
Солнце	437,535	618,753	55,300
Меркурий	3,028	4,282	0,383
Венера	7,319	10,351	0,925
Земля	7,912	11,189	1,000
Марс	3,562	5,038	0,450
Юпитер	42,205	59,686	5,334
Сатурн	25,100	35,495	3,172
Уран	15,308	21,648	1,935
Нептун	15,129	22,810	2,039

Сидерический период обращения нулевого искусственного спутника Земли наряду с соответствующей величиной для Меркурия — самый короткий из всех тел солнечной системы (табл. 43). Для Венеры и Марса этот период немногим больше, чем для Земли, а для Солнца, Урана, Нептуна и Юпитера вдвое больше. Самый длительный сидерический период обращения (в три раза больше, чем для Земли) имеет нулевой искусственный спутник Сатурна.

Чем объясняются различные величины продолжительности сидерического периода обращения для разных планет? 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, который обратно пропорционален квадратному корню из нее. Если плотность светила, например, в четыре раза меньше плотности Земли (примерно такую плотность имеют Солнце, Юпитер, Уран и 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.

Таблица 43

**Сидерические (звездные) периоды обращения нулевых
искусственных спутников планет и Солнца**

Название небесного тела	Сидерический период обращения нулевого спутника		Отношение этого периода к сиде- рическому периоду нулевого спутника Земли
	час.	мин.	
Солнце	2	46	1,98
Меркурий	1	24	1,00
Венера	1	27	1,04
Земля	1	24	1,00
Марс	1	40	1,19
Юпитер	2	57	2,11
Сатурн	3	45	2,68
Уран	2	50	1,90
Нептун	2	62	2,02

С точки зрения средней плотности планеты солнечной системы можно в основном разделить на две группы, в каждой из которых плотности довольно близки. К первой принадлежат Меркурий, Венера, Земля, Марс и, по-видимому, Плутон; ко второй — Солнце, Юпитер, Сатурн, Уран и Нептун, причем плотность Сатурна вдвое меньше плотности Солнца. Нулевой период обращения для Сатурна является самым большим в солнечной системе.

Таким образом, периоды обращения нулевых искусственных спутников для Меркурия и Земли, то есть для планет, имеющих примерно одинаковую плотность, почти равны, несмотря на то, что поперечник Меркурия в 2,63 раза меньше диаметра Земли. Период же обращения искусственного спутника у поверхности Луны, имеющей меньшую плотность, чем Земля, будет больше, чем период обращения нулевого спутника нашей планеты, несмотря на меньшие размеры Луны.

Заметим, что по сегодняшний день не выяснен вопрос о плотности Меркурия. Согласно американскому астроному С. Ньюкомбу (1835—1909 гг.) плотность Меркурия примерно равна плотности Земли. По расчетам же русского астронома О. А. Баклунда (1846—1916 гг.) она в полтора раза меньше. Этот вопрос мог бы быть решен, если бы был создан искусственный спутник Меркурия. По периоду его обращения можно было бы установить плотность планеты (своего естественного спутника Меркурий не имеет).

Как видно из таблицы 43, нулевой искусственный спутник Солнца (лучше сказать: нулевая искусственная планета), должен совершать полное обращение вокруг дневного светила за 2 часа 46 минут. Такова, иными словами, продолжительность года на нем. При радиусе орбиты искусственной планеты, равном 100 астрономическим единицам¹⁾, продолжительность года на ней составила бы

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

тысячу лет, а при радиусе, еще в десять раз большем — 31 623 года ¹⁾).

В таблице 44 приводятся характеристики стационарных спутников планет и Солнца.

Т а б л и ц а 44

Характеристики стационарных спутников планет и Солнца

Светило	Звездные сутки ²⁾ и сидерический период обращения спутника			Радиус орбиты спутника в радиусах светила	Радиус орбиты спутника в тысячах километров
	сут.	час.	мин.		
Солнце	25,38			36,45	25,350
Меркурий	87,97			131,5	318,4
Венера		68		2,802	17,08
Земля		23	56	6,614	42,19
Марс		24	37	6,020	20,42
Юпитер		9	50	2,231	159,2
Сатурн		10	14	1,952	117,9
Уран		10	42	2,425	60,25
Нептун		15		3,014	79,87

Искусственные спутники планет подобно спутникам Земли фактически не могут обращаться на любом расстоянии от своего центрального небесного тела. На очень большом расстоянии от планеты они могут быть перехвачены могучим полем тяготения Солнца. Существующие естественные спутники также могут более или менее исказить траектории искусственных спутников, а в исключительных случаях — даже захватить их.

В таблице 45 приводятся радиусы сфер притяжения планет по Тиссерану (Франция). Здесь сразу бросается в глаза, что Марс, имеющий массу, в два раза меньшую, чем масса Венеры, имеет такую же, как у Венеры, сферу притяжения, а Уран, масса которого почти в 22 раза меньше массы Юпитера, имеет все же сферу притяжения, несколько большую, чем сфера притяжения Юпитера. Это объясняется тем, что Марс находится дальше от Солнца, чем Венера, а Уран — чем Юпитер, а поэтому сила притяжения Солнца вблизи Марса (или Урана) значительно меньше, чем вблизи Венеры (или Юпитера).

¹⁾ Как известно, существуют звезды-гиганты, состоящие из исключительно разреженного вещества: их плотности составляют от одной тысячной до одной стомиллионной доли плотности Солнца. Периоды обращения спутников у поверхностей этих звезд составляли бы от 4 суток до 3 с лишним лет. Наоборот, так называемые белые карлики имеют плотность, которая больше плотности Земли в 7000 раз и больше. Период обращения нулевого искусственного спутника вокруг такой звезды составлял бы всего 1 минуту.

²⁾ Для Юпитера и Сатурна указаны звездные сутки для экватора, так как поверхность каждой из этих планет участвует в суточном вращении не как одно целое.

Таблица 45

Сферы притяжения планет (по Тиссерану)

Название планеты	Радиус сферы притяжения в астрономических единицах	Радиус сферы притяжения в миллионах километров	Название планеты	Радиус сферы притяжения в астрономических единицах	Радиус сферы притяжения в миллионах километров
Меркурий	0,001	0,15	Юпитер	0,322	48,1
Венера	0,004	0,6	Сатурн	0,363	54,3
Земля	0,006	0,9	Уран	0,339	50,7
Марс	0,004	0,6	Нептун	0,576	86,1

Что касается запуска искусственных планет, то современные ученые отдают предпочтение запуску по полуэллиптической траектории. В связи с этим мы здесь обратим внимание читателя на некоторые особенности запуска искусственных планет таким способом.

Выше мы видели, что для запуска искусственного спутника по полуэллипсу, например на высоту 15 радиусов Земли (считая от ее центра), требуется меньшая суммарная скорость, чем на высоту, в несколько раз большую. Аналогичная картина наблюдается при запуске искусственных планет.

Естественно, запуск искусственной планеты, обращающейся вокруг Солнца по орбите Юпитера, требует вследствие отдаленности этой орбиты большей суммарной скорости, чем запуск искусственной планеты по орбите соседнего к Земле Марса. Однако создание искусственной планеты, которая бы двигалась по круговой орбите больших размеров, чем орбита Сатурна, требует меньшей суммарной скорости, чем запуск планеты по орбите Сатурна. В таблице 46 приводятся более подробные данные.

Таблица 46

Запуск искусственных планет по полуэллиптической траектории

	Сатурн	Уран	Нептун	Плутон
Среднее расстояние от Солнца в астрономических единицах	9,54	19,19	30,07	39,46
Скорость отлета с поверхности Земли в километрах в секунду	15,213	15,897	16,164	16,279
Дополнительная скорость, сообщенная ракете в момент прибытия на орбиту в километрах в секунду	5,441	4,661	4,054	3,685
Суммарная скорость, сообщенная ракете для превращения ее в искусственную планету в километрах в секунду	20,654	20,558	20,218	19,964
На сколько суммарная скорость меньше соответствующей скорости для орбиты Сатурна в километрах в секунду	—	0,096	0,436	0,690

Представим себе, что с Земли по полуэллипсу пущен ракетный зонд, который должен превратиться в искусственную планету, обращающуюся вокруг Солнца на орбите Сатурна. Однако при взлете вследствие аварии произошла утечка горючего и была потеряна скорость, равная 400 метрам в секунду. Тогда по радиокоманде с Земли насосы начали подавать в камеру сгорания топливо, которое ранее предназначалось для дополнительного увеличения скорости в момент достижения ракетой точки, находящейся от Солнца на расстоянии Сатурна. В результате была не только компенсирована потеря скорости, но вместо запроектированной скорости отлета с Земли в 15,21 километра в секунду ракета развила скорость на 0,95 километра в секунду больше. Вследствие этого она пересекла орбиту Урана, движущегося на расстоянии от Солнца, вдвое больше, чем расстояние Сатурна, и достигла орбиты Нептуна, радиус которой в три с лишним раза больше, чем радиус орбиты Сатурна. В этот момент был автоматически включен ракетный двигатель. Почти все оставшееся топливо, которое предназначалось для дополнительного толчка при переходе на орбиту Сатурна, было израсходовано, и ракета превратилась в искусственную планету, движущуюся по орбите Нептуна. Как мы видим, для запуска искусственной планеты по орбите далекого Нептуна понадобилось меньше топлива, чем для создания искусственной планеты, движущейся по орбите значительно ближе расположенного Сатурна.

3. Искусственные спутники комет

Значительный интерес, очевидно, представят искусственные спутники, сооруженные для исследования комет.

Кометы обычно состоят из головы, представляющей собой ядро, окруженное туманной оболочкой, и из длинного хвоста. Как исключение, встречаются кометы с несколькими головами или с несколькими хвостами. Ядро представляет собой скопление твердых тел более или менее крупных размеров, окруженных оболочкой пыли, имеющей значительно большую плотность, чем вещество хвоста.

По мере приближения к Солнцу голова кометы сжимается, а ее газовый хвост удлиняется. Последний представляет настолько разреженное вещество, что космический корабль, пролетая сквозь него, не ощущал бы никакого сопротивления. «Видимое ничто», «мешок пустоты» — так говорят о хвосте астрономы.

Кометы — чрезвычайно «недолговечные» тела. При каждом приближении к Солнцу из их головных частей испаряется огромное количество газа, образующего хвост. Газ этот потом рассеивается в пространстве; поэтому при каждом следующем приближении к Солнцу хвост кометы становится все менее ярким, затем она исчезает совсем. Все кометы, яркие и пышные хвосты которых нередко сияют на черном бархате неба, родились в последние столетия и тысячелетия.

В строении, жизни и смерти комет есть немало неясных вопросов, решить которые можно было бы, наблюдая комету вблизи в течение хотя бы одного ее полного обращения вокруг Солнца. Бесспорно, такую экспедицию когда-нибудь осуществят астронавты.

С Земли можно наблюдать кометы лишь тогда, когда они близки к Солнцу. Астронавты же смогут наблюдать все изменения, происходящие с кометой, даже при максимальном ее удалении от Солнца, смогут проследить все стадии изменения формы ее хвоста и головы.

О высадке астронавтов на крупных глыбах, которые могут оказаться в головной части кометы, говорить в настоящее время еще рано. Само приближение к головной части кометы может быть небезопасным для космического корабля: здесь особенно велика вероятность столкновения с метеоритом. Поэтому речь может идти только о сопровождении кометы на безопасном расстоянии. Уравняв скорости корабля и кометы и выключив затем ракетный двигатель, астронавты будут затем сопровождать светило на расстоянии, удобном для наблюдений.

Но наиболее удобно было бы изучать ядро кометы, превратив ракету в ее искусственный спутник. Вследствие небольшой силы притяжения кометы такой спутник обращался бы вокруг ядра с весьма небольшой скоростью, что благоприятствовало бы наблюдениям. Искусственный спутник мог бы двигаться в «самой гуще» вещества головы кометы, не встречая практически никакого сопротивления среды (если не говорить об уже упоминавшейся угрозе ударов метеоритов).

Из известных нам самой большой по размерам и массе оказалась комета, наблюдавшаяся в 1818 г. Ее ядро имело в поперечнике 20 километров, а масса составляла $2 \cdot 10^{18}$ тонн. Искусственный спутник, движущийся у «поверхности» ядра этой кометы обладал бы скоростью в 10 метров в секунду (примерно скорость пассажирского поезда). При таких условиях обозрение кометы за время одного ее обращения вокруг ядра заняло бы всего 1 час 45 минут. (Конечно, для фотографирования ядра кометы следовало бы выбрать определенную высоту полета.)

Если бы оказалось, что ядро кометы вращается вокруг своей оси (что еще неизвестно), то, продолжая полет по прежней орбите, можно было бы с искусственного спутника обозреть ядро со всех сторон. В противном случае можно было бы после каждого обращения искусственного спутника (или после нескольких обращений) с помощью ракетного двигателя поворачивать плоскость орбиты спутника. При этом для всех обращений с целью полного обозрения ядра кометы потребовался бы такой же расход топлива, как для сообщения ракете скорости 31 метр в секунду.

Для изучения вещества головы кометы, окружающей ядро, ракета могла бы совершить «прыжок» на определенную высоту и перейти на эллиптическую орбиту, так что период обращения составил бы, например, несколько суток или недель. Для этого маневра достаточно было бы сообщить искусственному спутнику добавочную скорость менее 5 метров в секунду.

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 моторные искусственные спутники Земли и искусственные

планеты (то есть искусственные спутники Солнца), которые, обладая вытянутой эллиптической орбитой, будут при соответствующем корректировании орбиты с помощью ракетного двигателя (для погашения возмущающего влияния других небесных тел) регулярно курсировать во вселенной, служа средством сообщения. Они будут двигаться по своим орбитам подобно планетам и их спутникам, периодически проходя при этом вблизи Земли.

Мы будем называть такие искусственные небесные тела *орбитальными кораблями*, так как их можно было бы использовать для целей космических сообщений. Экспедиция, направляющаяся, например, с Земли на Луну, может использовать орбитальный корабль как пересадочное средство сообщения. Долетев на небольшой ракете до такого корабля, астронавты переседадут на него и последуют дальше. Затем, приблизившись к Луне, путешественники снова перейдут в небольшую ракету, чтобы высадиться на лунную поверхность.

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

Поговорим сначала об орбитальных кораблях-спутниках, облетающих одновременно Землю и Луну (рис. XXVIII). Такие корабли будут регулярно курсировать по орбитам, проходящим вблизи поверхностей этих двух небесных тел. Орбиту корабля можно рассчитать так, чтобы через каждый сидерический месяц (промежуток времени, в течение которого Луна, обойдя вокруг Земли, возвращается в прежнее положение относительно небосвода) он 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 с межпланетной станции, обращающейся на небольшой высоте, можно будет улететь ¹⁾ (со скоростью, немного превышающей 3 километра в секунду) 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. 51).

Если этот орбитальный корабль в своем перигее будет пролетать на высоте 200 километров над земным 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°21' от первой точки пере-

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

сечения. 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 подле-

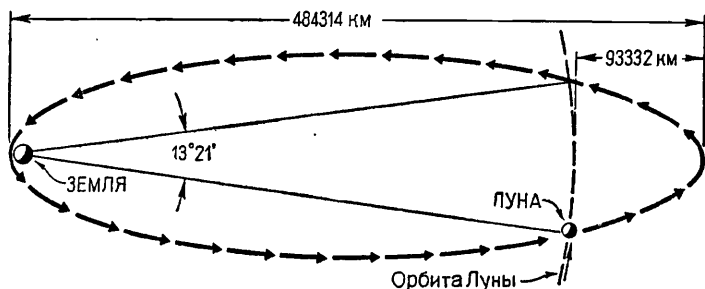


Рис. 51. Эта траектория орбитального корабля позволяет наблюдать широкий пояс скрытого от нас полушария Луны. Исследователи будут встречаться с Луной через каждый сидерический месяц.

тят к Луне, которая каждый раз будет находиться в измененной фазе. Каждые две недели у астронавтов будет возможность спуститься с орбитального корабля на Землю. В это же время смогут и перебрасываться с Земли на корабль различные грузы, в частности продовольствие.

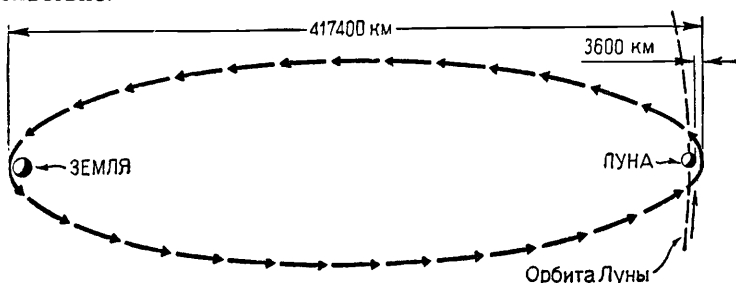


Рис. 52. По такой траектории орбитальный корабль будет проходить вблизи Луны, на расстоянии 3600 километров. Но это будет происходить только один раз в два сидерических месяца; за это же время корабль пройдет вблизи Земли 5 раз.

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. 52). Но такой орбитальный корабль имеет другой недостаток: он проле-

тает вблизи Луны лишь 1 раз в 2 месяца, правда, огибая за это же время Землю 5 раз.

Для обследования видимого с Земли полушария Луны со сравнительно небольшой высоты можно будет запустить корабль-спутник, делающий вокруг Земли три оборота 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.

Траектории «лунных» орбитальных кораблей изображены на рис. 51 и 52. Но так они будут выглядеть, когда корабль будет пролетать «вхолостую», не встретив на своем пути Луну. При приближении к апогею их скорость будет постепенно падать, уменьшаясь в апогее до 150—200 метров в секунду. Пройдя апогей, корабль снова начнет набирать скорость. Когда же после одного или нескольких «холостых» оборотов орбитальный корабль попадет в сферу притяжения Луны, то при подходе к апогею его скорость не будет уменьшаться, а, наоборот, вследствие притяжения Луны начнет увеличиваться. После прохождения через апогей, когда корабль опять начнет приближаться к Земле, поле тяготения Луны будет тормозить его движение и только на большом расстоянии от Луны, наконец, даст себя чувствовать притяжение Земли, ускоряющее движение спутника. Естественно, что при этом эллиптическая форма траектории корабля значительно исказится (см. стр. 120).

Как уже говорилось, на движение спутника несколько влияет также сжатие Земли, вследствие чего перемещаются перигей и апогей орбиты и изменяется ориентация ее плоскости. Некоторое влияние оказывают также так называемые неравенства лунного движения (отклонения от законов Кеплера). В результате всех этих причин орбитальный корабль, который в течение ряда месяцев пролетал мимо Луны даже на большом расстоянии от нее, мог бы через некоторый промежуток времени даже столкнуться с нею. Поэтому совершенно необходимо с помощью ракетного двигателя постоянно корректировать траектории таких спутников — орбитальных кораблей (см. стр. 120—121).

Перейдем теперь к орбитальным кораблям, которые могут двигаться вокруг Солнца как 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 планетами.

Рассмотрим один из возможных вариантов траектории орбитального корабля, летающего по маршруту Земля — Венера (рис. 53).

Орбитальный корабль, имеющий на своем борту экспедицию для исследования Венеры, взлетает с поверхности Земли или с межпланетной станции (со скоростью, немного превышающей 4 километра в секунду) на запланированную орбиту, касающуюся орбиты

Земли. Спустя 81 сутки он пролетает вблизи Венеры. С помощью космического планера на поверхность планеты высаживается десант, а корабль, двигаясь дальше по своей орбите, приближается к Солнцу на расстояние 0,54 астрономической единицы и возвращается к отправной точке на орбите Земли спустя 8 месяцев. 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

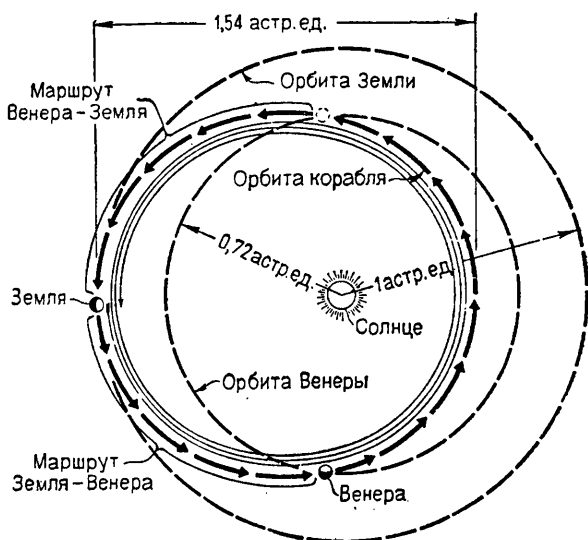


Рис. 53. Орбитальные корабли могут кружить также вокруг Солнца. На рисунке показан один из возможных вариантов траектории орбитального корабля, движущегося по маршруту Земля — Венера.

четырьмя месяцами раньше... И лишь спустя два года с момента взлета, сделав три полных оборота вокруг Солнца, орбитальный корабль встретится с Землей.

Между тем, десантная экспедиция на Венере в течение полутора лет занимается исследованием планеты и подготавливает все к отлету в заранее рассчитанный 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 пролетающий как раз вблизи Венеры орбитальный корабль, который опять доставляет ее к Земле. Астронавты высаживаются на Землю, а корабль продолжает свое бесконечное движение в космосе.

Спустя некоторое время тот же орбитальный корабль может использовать вторая экспедиция. Но для этого необходимо, чтобы в момент взлета экспедиции с Земли Венера и Земля приняли такое

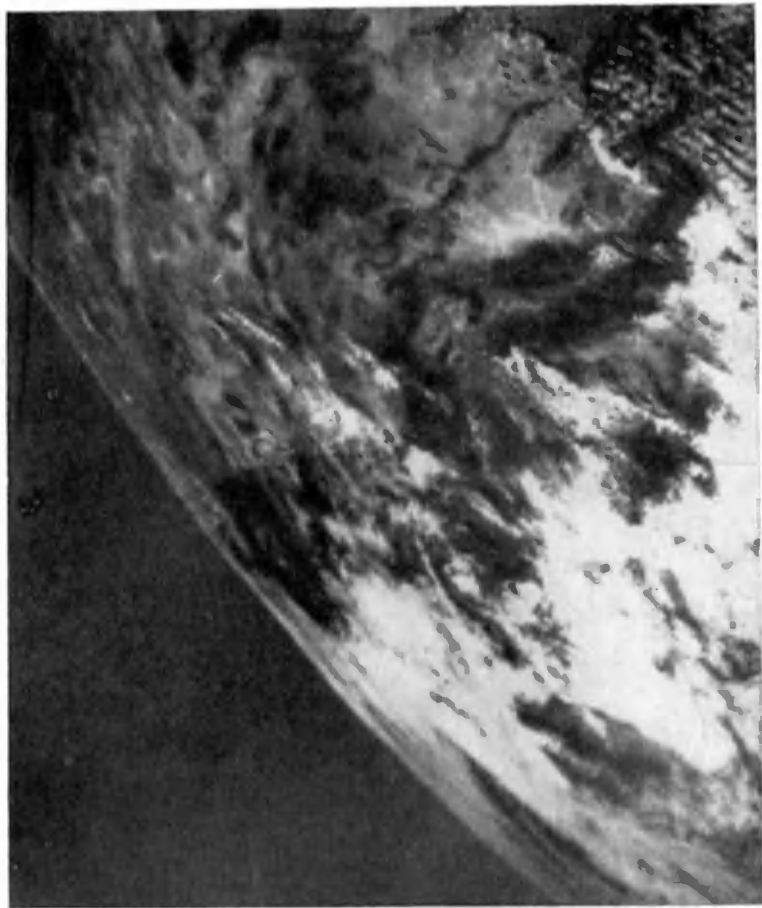


Рис. XXIX. Вид земной поверхности с высоты 255 километров. Комбинированный снимок сделан автоматически с ракеты «Викинг» № 11.

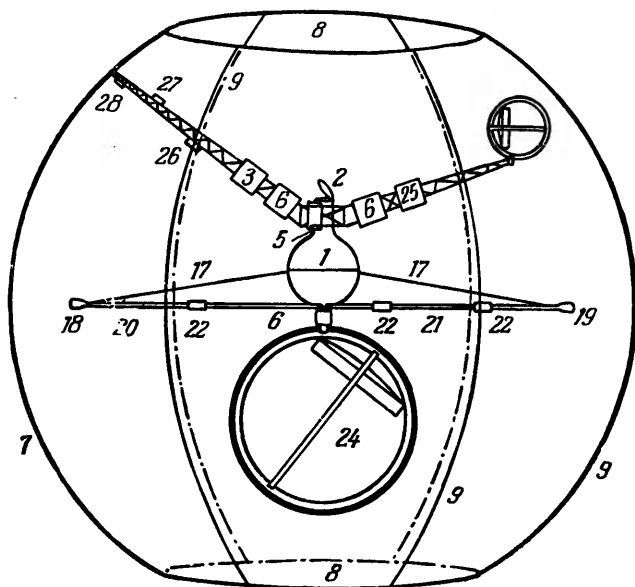
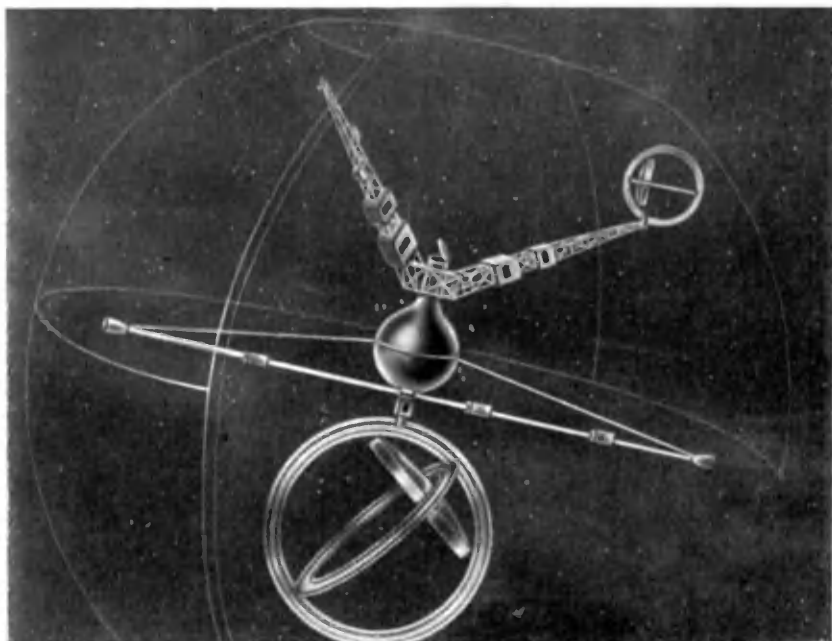
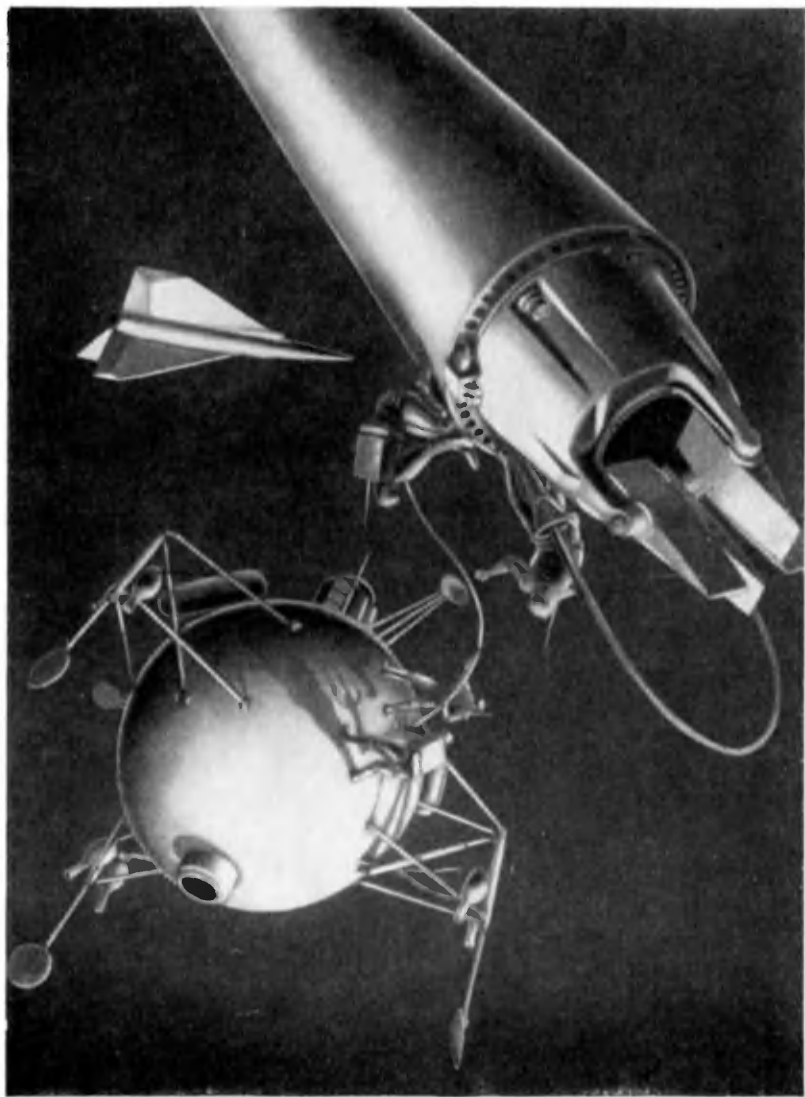


Рис. XXX. Искусственный спутник по Оберту. 1 — сборочное помещение; 2 — воздушный тамбур; 3 и 23 — хранилища запасов; 4 — плечо сооружения; 5 — отражатель солнечных лучей от воздушного тамбура; 6 — отделение для хранения мусора; 7, 8, 9 — проволоки для крепления «сторожевых» бомб; 17 — натяжные тросы; 18, 19 — жилые помещения; 20, 21 — труба для связи; 22 — кабины лифта; 24, 25 — наблюдательные телескопы; 26, 27, 28 — помещения особого назначения.



Рнс. XXXI. Автоматическая ракета, обращающаяся вокруг Земли, за-
правляется топливом перед ее отлетом на Луну (по Кларку).

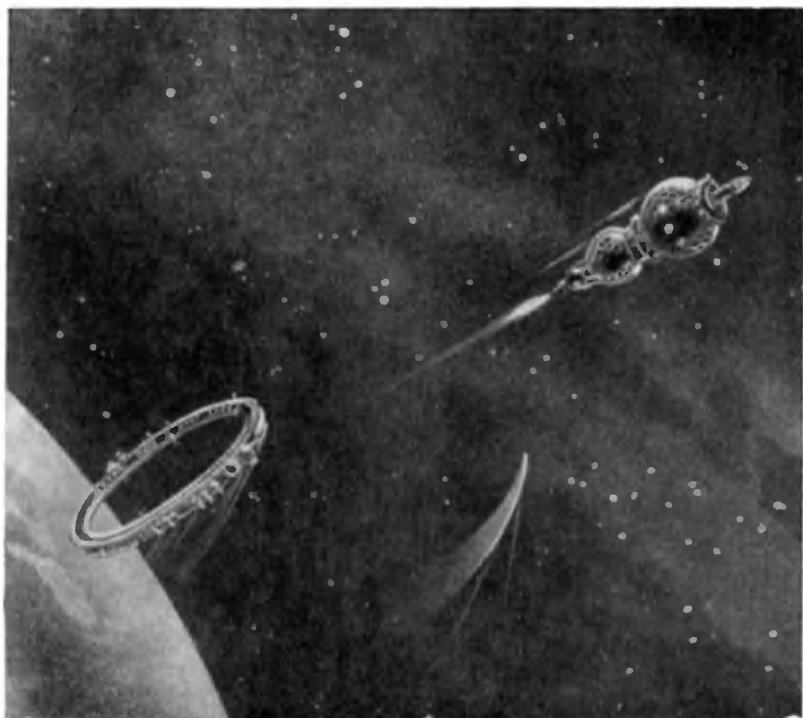


Рис. XXXII. Космический корабль улетает в мировое пространство с искусственного спутника Земли (по А. Штернфельду, худ. Н. Кольчицкий).

же взаимное расположение, как во время первого перелета. Момент отлета с Земли может быть вычислен с таким расчетом, чтобы корабль встретился с Венерой при первом же пересечении ее орбиты (что мы и предполагали, когда описывали первый перелет).

Легко понять, что следующий такой отлет на Венеру можно совершить, когда целое число венерианских лет сравнится с целым числом земных лет. Венера делает полный оборот вокруг Солнца за 0,6152 земного года. Поэтому, конечно, полного совпадения в количестве оборотов орбитального корабля и Земли не приходится

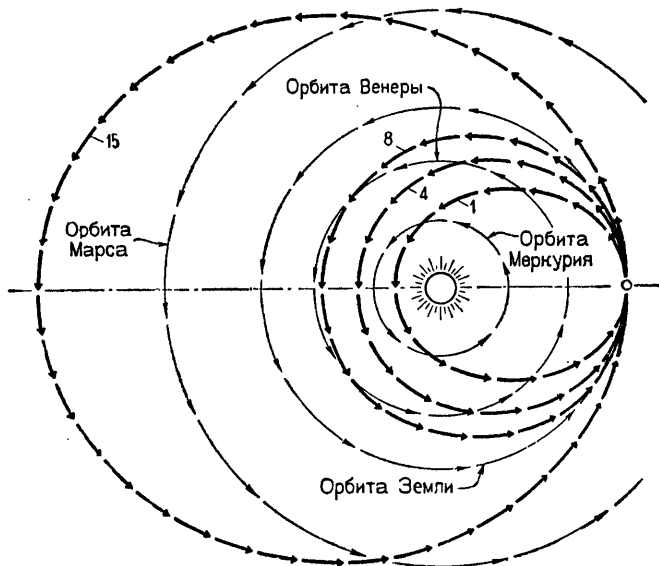


Рис. 54. Маршруты орбитальных кораблей — искусственных планет, возвращающихся автоматически на Землю спустя один год (орбита 1), два года (орбита 15) и три года (орбиты 4 и 8). (Номера орбит соответствуют таблице 47.)

ожидать. Но если довольствоваться не абсолютно точным совпадением, то следующий перелет можно будет осуществить спустя 6 лет после возвращения венерианской экспедиции, то есть спустя 8 лет с момента отлета этой экспедиции с Земли. За эти 8 земных лет Венера сделает 13 полных обращений вокруг Солнца и ее расположение относительно Земли повторится почти в точности ¹⁾: расхождение получается только примерно на один градус по дуге земной орбиты, что легко наверстать соответствующим корректированием траектории. «Расписание работы» нашей новой экспедиции будет, конечно, таким же, как и у первой экспедиции.

Мы здесь рассказали только о некоторых вариантах космических перелетов на искусственных спутниках и искусственных планетах.

¹⁾ Год на Венере длится приблизительно $\frac{8}{13}$ земного года ($\frac{8}{13} = 0,6154$).

Но возможны также и другие траектории для орбитальных кораблей, с которых будут вестись исследования вселенной. На рис. 54 показаны маршруты орбитальных кораблей — искусственных планет, возвращающихся автоматически к Земле спустя год (1), два года (15) и три года (4 и 8).

Как мы подсчитали, имеется 24 траектории-эллипса для орбитальных кораблей-планет, движущихся внутри орбиты Земли вплоть до самой поверхности Солнца и проходящих вблизи 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 и 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.

В таблице 47 приведены характеристики некоторых орбитальных кораблей — искусственных планет, возвращающихся к Земле через промежутки времени от одного года до пяти лет. Для орбитальных кораблей, обращающихся внутри орбиты Земли, мы здесь ограничились только теми орбитами (номера 1—10), которые подходят к Солнцу на расстояние не ближе 0,260 астрономической единицы.

Т а б л и ц а 47

Основные характеристики орбит орбитальных кораблей — искусственных планет, возвращающихся из мирового пространства к Земле через промежутки, не превосходящие 5 лет

№ орбиты	Расстояние от Солнца в перигелии в астрономических единицах	Расстояние от Солнца в афелии в астрономических единицах	Большая полуось орбиты в астрономических единицах	Период обращения в годах	Количество пройденных эллипсов между двумя очередными встречами Земли
1	0,260	1	0,630	0,500	2
2	0,352	1	0,676	0,556	9
3	0,377	1	0,689	0,571	7
4	0,423	1	0,711	0,600	5
5	0,462	1	0,731	0,625	8
6	0,526	1	0,763	0,667	3
7	0,598	1	0,799	0,714	7
8	0,651	1	0,825	0,750	4
9	0,724	1	0,862	0,800	5
10	0,711	1	0,886	0,833	6
11	1	1,321	1,160	1,250	4
12	1	1,423	1,211	1,333	3
13	1	1,621	1,310	1,500	2
14	1	1,811	1,406	1,667	3
15	1	2,175	1,587	2,000	1
16	1	2,684	1,842	2,500	2
17	1	3,160	2,080	3,000	1
18	1	4,040	2,520	4,000	1
19	1	4,848	2,924	5,000	1

№ орбиты	Промежуток времени, про- шедший меж- ду двумя оче- редными встре- чами с Землей в годах	Скорость отлета с полюса Земли в кило- метрах в секун- ду	Скорость от- лета с межпла- нетной стан- ции Земли в километрах в секунду	Скорость отлета по отношению к Солнцу за сферой притяжения Земли в километрах в секунду	Отношение на- чальной массы ракеты, улетаю- щей с межпла- нетной станции, к ее конечной массе при ско- рости истечения газов 4 километра в секунду
1	1	15,458	7,529	10,646	6,568
2	5	13,944	6,000	8,296	4,482
3	4	13,617	5,670	7,735	4,727
4	3	13,119	5,166	6,820	3,638
5	5	12,761	4,803	6,102	3,323
6	2	12,291	4,327	5,047	2,950
7	5	11,904	3,934	4,013	2,674
8	3	11,693	3,719	3,333	2,534
9	4	11,481	3,506	2,492	2,402
10	5	11,383	3,405	1,990	2,343
11	5	11,383	3,405	1,991	2,343
12	4	11,481	3,506	2,493	2,402
13	3	11,694	3,721	3,338	2,535
14	5	11,908	3,938	4,024	2,676
15	2	12,311	4,338	5,075	2,958
16	5	12,791	4,834	6,165	3,348
17	3	13,174	5,299	6,923	3,755
18	4	13,723	5,778	7,929	4,240
19	5	14,104	6,162	8,562	4,667

чения стереоскопических изображений две передающие камеры ввиду небольших размеров искусственных спутников должны будут находиться на двух разных спутниках, расстояние между которыми во время их движения остается приблизительно постоянным. Можно, конечно, получить стереоскопические фотоснимки земной поверхности при помощи одного спутника, если воспользоваться снимками, сделанными одной камерой в разные моменты времени.

С помощью искусственного спутника возможно будет также измерять 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.

Некоторые специалисты считают, что точные наблюдения за движением искусственных спутников даже минимальных размеров дадут возможность производить разные измерения, как например, триангуляцию земного шара²⁾ (особенно водных пространств), измерение расстояний между континентами и т. д. С помощью искусственного спутника ширина, например, Атлантического океана может быть измерена с точностью до 30 метров (Левитт, США).

Таким образом, с помощью искусственного спутника можно будет окончательно подтвердить или опровергнуть гипотезу об относительном перемещении материков.

При наблюдении за движением спутников могут быть обнаружены гравитационные аномалии (отклонения величины силы тяжести от нормальной), связанные с неоднородным строением земной коры, что, возможно, позволило бы открыть новые местонахождения нефти и других полезных ископаемых.

Предполагается, что на основании аномалий в движении искусственного спутника удастся уточнить расположение и размеры даже третьей оси земного эллипсоида. «Поперечная» сплюснутость Земли по экватору весьма незначительна (намного меньше, чем в направлении полюсов) и ее пока не удалось измерить с большой точностью. Гораздо легче будет определить точную величину сжатия Земли вдоль оси вращения. Но для этого потребуются долговременные наблюдения за движением ряда спутников, плоскости орбит которых наклонены под разными углами к плоскости экватора (И. М. Яцунский, СССР).

Известно, что депрессии на поверхности океанов (понижение истинного уровня водоема по сравнению с теоретическим) доходят до нескольких сот метров. Имеются также основания полагать, что сама форма Земли непрерывно изменяется. Все эти изменения можно будет заметить со спутников-обсерваторий.

Хотя полярная авиация все время наблюдает за движением льдов в арктических морях и океанах, а над лесными массивами патрули-

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

²⁾ Триангуляцией называется метод измерения земной поверхности путем построения сети треугольников.

рукот 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.

Высказываются мнения, что в дальнейшем с помощью искусственного спутника возможно будет проводить океанографические, гляциологические (ледниковые) и сейсмологические (относящиеся к колебаниям земной коры) исследования. Гляциологи, например, надеются, что наблюдения с искусственного спутника подтвердят гипотезу о постепенном изменении климата Земли в сторону его смягчения и о связанном с этим медленным таянием ледяного покрова нашей планеты. В настоящее время один процент водяных массивов Земли находится в твердом агрегатном состоянии (лед), который покрывает $\frac{1}{10}$ земной поверхности. Но в более или менее далеком будущем, возможно, станут судоходными ледовитые моря, и свежие потоки талой воды поднимут уровень мирового океана и затопят некоторые из существующих ныне портов.

С поверхности Земли нельзя решить вопрос, является ли наша планета вместе с ее атмосферой заряженным или нейтральным небесным телом. Выяснить это можно будет на искусственном спутнике, летящем вне пределов воздушной оболочки нашей планеты. Вместе с тем на спутнике можно будет измерить радиацию Земли.

Исследование атмосферы. Прежде чем рассмотреть вопрос исследования атмосферы с помощью искусственных спутников, мы остановимся на других методах, применяемых для этой цели.

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 часто применяются самопишущие приборы, которые регистрируют температуру, давление и влажность воздуха на разных высотах и т. д.

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

Для измерения с помощью высотных ракет низких атмосферных давлений используются манометры Пирани (немецкий физик), принцип действия которых основан на зависимости теплопроводности газа от его давления. Кроме того, используются безынерционно работающие альфатроны, применяемые в вакуумной технике. Эти приборы позволяют измерять на высоте 200 километров давления в одну десятимиллионную долю миллиметра ртутного столба. Плотность воздуха определяется иногда при помощи выброшенного из ракеты на большой высоте, а затем свободно падающего шара. Практически используется шар диаметром примерно 20 сантиметров, оснащенный акселерометром и радиопередатчиком, посылающим через определенные промежутки времени необходимые для теленизмерений сигналы. Шар обычно выбрасывается на восходящей ветви траектории, на высотах, превышающих 50 километров. Скорость ветра на высотах 20—70 километров определяется, например, изучением радиолокационного сопровождения выброшенных из ракеты полосок из алюминиевой фольги. Температура и давление атмосферы (а также скорость ветра) могут определяться регистрацией наземными станциями звуковых волн, полученных в результате взрыва гранат, выброшенных из ракеты на определенных высотах.

Добавочный материал для изучения температурного режима атмосферы предоставляет характер и распределение «зон молчания», возникающих на поверхности Земли вследствие преломления звуковых волн, порожденных, в частности, взлетающими ракетами на высотах от 30 до 50 километров.

Состав верхних слоев атмосферы изучают также с помощью спектрального анализа излучения Солнца и звезд. При прохождении через атмосферу часть солнечных лучей поглощается, вследствие чего 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 атмосферы во время зари и в сумерках позволяют видеть освещенные Солнцем слои воздуха на высотах до 75 километров. Метеоры и полярные сияния, радиоволны и звуковые волны дают сведения о еще более высоко расположенных слоях. Косвенными методами удалось определить плотность воздуха до высоты 220 километров.

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

До недавнего времени исследование атмосферных слоев выше 40 километров могло производиться исключительно косвенными методами. Неудивительно, что результаты иногда получались противоречивыми. Например, некоторые ученые, основываясь на спектроскопических исследованиях полярных сияний, а также исходя из наблюдений спектров падающих звезд, полагали, что на высоте 120—600 километров должен существовать слой твердого азота в мелко распыленном состоянии. Другие ученые оспаривали это утверждение; они доказывали, что аналогичный спектр может быть получен от смеси гелия с кислородом, подвергнутой действию электрического разряда. Ракетные исследования верхних слоев атмосферы показали несостоятельность гипотезы о существовании слоя твердого азота.

Таким образом, мы видим, что наши познания о верхних слоях атмосферы еще несовершенны и требуют основательного углубления; некоторые из полученных сведений, сегодня кажущиеся достоверными, могут при дальнейшей экспериментальной проверке оказаться неточными. Для решения всех этих вопросов будут использованы искусственные спутники. В частности, внимание ряда ученых привлекает задача измерения давления и плотности высоких слоев атмосферы с помощью спутников Земли. Разработаны основанные на использовании ионизации газа методы, при помощи которых будет возможно измерить давление порядка одной миллиардной доли миллиметра ртутного столба. При этом можно будет также определить плотность газа (Б. С. Данилин, А. И. Репнев, Е. Г. Швидковский в СССР и др.).

При помощи искусственных спутников можно будет определить косвенным образом плотность верхних слоев атмосферы. Для этого достаточно будет визуальное или радиолокационное наблюдение движения искусственного спутника, совсем не оснащенного какой-либо аппаратурой. В самом деле, пусть спутник запущен по эллиптической орбите с перигеем, расположенным в верхних слоях атмосферы. Вследствие сопротивления воздуха апогей орбиты спутника будет постепенно 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 движении, и, наконец, по этим данным определить плотность воздуха. Колебания орбитальной скорости спутника позволят судить о распределении молекул на его пути. В частности, обработка данных, полученных о движении советских искусственных спутников (и ракеты-носителя) позволит уточнить наши представления о строении атмосферы.

Искусственные спутники будут полезны и для метеорологических наблюдений. Даже на суше, которая занимает менее 30 процентов земной поверхности, ощущается недостаток в метеорологических станциях: десятки тысяч этих станций неспособны создать полную картину, например облачного покрова Земли не только над огромными водными пространствами земного шара, но даже над материками.

Подобно тому, как метеорологические станции, оборудованные автоматической аппаратурой, дают возможность измерять разные метеорологические данные на расстоянии (так называемые дистанционные метеостанции), искусственные спутники позволяют определять температуру, давление, плотность воздуха на разных высотах. Например, низколетающий полюсный спутник, особенно моторный, даст возможность быстро определить параметры, характеризующие состояние атмосферы на постоянной большой высоте

вдоль меридианов (о небольших отклонениях орбиты спутника от плоскости земного меридиана см. стр. 45—54).

Спутник может периодически выбрасывать пары натрия, которые сильно светятся в солнечных лучах (Зингер, США). По процессу распространения натриевого следа можно будет судить о температуре верхних слоев атмосферы, а изменение формы натриевого «облака» послужит основанием для определения скорости ветра на данной высоте. Спутники позволят следить за распространением и передвижением облаков, определять характер облачного покрова Земли, границы теплых и холодных воздушных масс и распространения бурь.

Все сказанное показывает, какое большое значение будут иметь искусственные спутники для правильного прогноза погоды.

Заметим, однако, что, по мнению некоторых специалистов, определение движения больших облачных масс с высоты искусственного спутника будет все же затруднительно, поскольку очертания материков, которые необходимо будет знать для этого, сами не будут видны сквозь облака и трудно будет установить, насколько переместились облачные массивы и в какой степени изменились их размеры за время одного обращения спутника. Метеорологические наблюдения с искусственного спутника несколько осложнятся также из-за того, что, как мы знаем, спутник может пролетать над какой-либо конкретной территорией только в одно и то же время звездных суток, а не средних солнечных суток.

Очевидно более удобно будет использовать для этой цели искусственный спутник своеобразной конструкции — в виде надувного шара, выброшенного спутником же или орбитальной ракетой. Ввиду значительно большего объема и в то же время меньшей массы такого спутника, его движение оказалось бы гораздо более чувствительным к сопротивлению воздуха.

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.

С борта спутника, обращающегося вокруг нашей планеты, можно будет исследовать изменения собственного излучения земной атмосферы в зависимости от времени года и географических координат.

Искусственный спутник позволит подробно исследовать так называемый газовый хвост Земли — длинный выступ самых верхних слоев атмосферы на стороне Земли, приблизительно противоположной Солнцу.

По мнению Фауста (ФРГ) с помощью искусственных спутников станет возможным проверить гипотезу о том, что атмосферный кислород является результатом разложения под действием солнечных лучей водяных паров на составные химические элементы, причем

водород вследствие сравнительно большой скорости движения молекул улетучивается в мировое пространство, а кислород остается на Земле.

При помощи искусственных спутников можно будет изучить ионизацию атмосферы (распространение ионов и электронов) на разных высотах, что, в частности, сыграет большую роль для прогноза условий радиосвязи.

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

В периоды активизации деятельности Солнца (например, в течение Международного геофизического года) и связанного с этим усиления ультрафиолетового излучения, верхние слои атмосферы с дневной стороны земного шара сильно поглощают короткие радиоволны, что является причиной их замирания. Искусственный спутник можно будет использовать для изучения таких явлений, особенно во время сильных магнитных бурь и ярких полярных сияний.

Исследование магнитного поля Земли. Магнитное поле нашей планеты довольно хорошо исследовано у ее поверхности, и результаты этих исследований издавна используются в мореплавании, авиации, геодезии и других областях. Магнитное поле Земли складывается из постоянного поля, создаваемого источниками внутри Земли и переменного поля, создаваемого электрическими токами, циркулирующими в ионосфере и внеатмосферном пространстве. Периодические плавные колебания магнитного поля Земли бывают суточные, 27-дневные (связанные с периодом вращения Солнца вокруг своей оси), годовые, 11-летние (связанные с периодом солнечной деятельности). Изменения магнитного поля Земли принимают в некоторых областях ярко выраженный характер. Наблюдаются и резкие колебания магнитного поля Земли (магнитные бури). Предполагают, что магнитное поле Земли оказывает отклоняющее действие на движущиеся вокруг Земли заряженные частицы. С другой стороны, считают, что вследствие проникновения в атмосферу заряженных частиц, идущих от Солнца, возникают колебания магнитного поля Земли.

С помощью искусственных спутников, особенно спутников, обращающихся по эллиптическим орбитам, можно будет производить трехмерную магнитную съемку пространства, окружающего Землю, изучить причины магнитных аномалий, выражающихся в отклонениях напряженности горизонтальной и вертикальной составляющих магнитного поля Земли от средних («нормальных») величин для данной местности, исследовать влияние, которое оказывают на

магнитное поле Земли электрические токи, возникающие на очень больших высотах, изучить влияние изменения интенсивности космических лучей на протекание магнитных бурь и другие. Исследование магнитного поля Земли с помощью искусственных спутников будет иметь не только научное, но и практическое значение. Такие исследования позволят, например, обнаружить залежи полезных ископаемых и определить их запасы.

Изучение микрометеоритов и «космической пыли». Предполагается, что микрометеориты в какой-то степени влияют на состояние ионосферы и тем самым на распространение радиоволн. В частности, проникающее в верхние слои атмосферы метеорное вещество в большой степени «причастно» к образованию спорадического (неоднородного) слоя *E* ионосферы, к свечению атмосферы и образованию серебристых облаков. Было также высказано мнение, что существует прямая зависимость между количеством вторгающихся в земную атмосферу микрометеоритов и выпадением дождей.

До сих пор непосредственное изучение микрометеоритов проводилось лишь во время полета некоторых экспериментальных ракет. С этой целью исследовались под микроскопом следы попадания микрометеоритов в отполированные металлические плитки, побывавшие вместе с высотными ракетами в разреженных слоях атмосферы. Треск от попадания микрометеоритов в обшивку ракеты воспринимается вмонтированным в нее кристаллическим микрофоном и передается на Землю. Однако еще меньшие микрометеориты, размером примерно в один микрон, пока не поддаются исследованию.

В качестве счетчика микрометеоритов наиболее чувствительным оказался прибор, состоящий из плексигласового конуса, покрытого тончайшим слоем алюминия (1/12500 миллиметра), и фотоумножителя. При попадании микрометеорита на приемный конус возникает вспышка, которая и регистрируется фотоумножителем.

Однако попадание крупных космических альфа-частиц в счетчик микрометеоритов не будет регистрироваться, так как эти счетчики «прозрачны» для таких лучей (приемные мембраны приборов безударно пробиваются).

С помощью искусственных спутников можно будет установить распределение микрометеоритов, а также изменение их импульсов и электрических зарядов в зависимости от географической широты.

Изучение энергии удара метеоритов является достаточно простой задачей. Более сложен вопрос раздельного определения массы метеорита и его скорости. Энергия может быть одинаковой как для метеорного тела с малой массой и большой скоростью, так и для метеорного тела с большой массой и малой скоростью.

От попадания микрометеоритов в хорошо отполированную обшивку искусственного спутника последняя будет постепенно тускнеть. Это явление может оказать существенную помощь при изуче-

нии особенностей микрометеоритов. Можно также покрыть обшивку спутника радиоактивным веществом и путем телеизмерения радиоактивности спутника по постепенному уменьшению ее интенсивности судить 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 с выключенным двигателем падение давления газа косвенно укажет на пробойну, сделанную метеоритом 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.

С искусственного спутника метеоры будут видны не на фоне небосвода, а на фоне Земли, погруженной в ночную тьму. Быть может, эти новые условия наблюдения метеоров расширят возможность их исследования. На спутнике можно было бы собрать образцы метеорной пыли и выяснить ее влияние на погоду (Уэкслер, США).

Искусственные спутники могут быть использованы и для изучения «космической пыли», возникающей в межпланетном пространстве вследствие дробления вещества при столкновении метеоритов с малыми планетами (В. Г. Фесенков). Только вблизи Солнца нет космической пыли, так как под действием солнечных лучей она обращается в пар. Это явление наблюдается во время полных затмений Солнца. Космическая пыль, рассеивающая солнечный свет, видна также в области зодиакальных созвездий. Иногда ее удается обнаружить и на самой поверхности Земли (больше всего этой пыли падает на Землю в августе). Заметим, что хотя частицы межпланетной пыли и имеют большие размеры, чем частицы межзвездной пыли («космический дым»), но практически они также не будут представлять препятствия для движения искусственного спутника.

Изучение концентрации межпланетной пыли на земной орбите прямыми методами при помощи искусственного спутника представляет большой интерес. Исследования, выполненные разными авторами (С. М. Полосков, Т. Н. Назарова, СССР) показали, насколько ненадежны данные, которыми мы располагаем. Так, например, одни исследователи считают плотность межпланетной пыли равной 0,005 грамма на кубический километр, в то время как другие оценивают ее в 500 000 раз меньше.

Со спутника можно будет сбрасывать искусственные метеорные тела известной формы и 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 метеорного тела в атмосферу, но и путь его следования с момента запуска до проникновения в атмосферу. Обо всех этих данных и о времени запуска метеорных тел земные обсерватории будут заблаговременно оповещаться. Уже неоднократно делались попытки регистрации фотографическим методом пути, пройденного искусственными метеорами, полученными с помощью сбрасывания металлических шариков с высотных ракет.

Астрономические наблюдения. Как известно, атмосфера мешает производить фотографирование очень слабых небесных объектов ночью и делает совершенно невозможным наблюдение звездного неба днем. Но на высоте полета искусственного спутника атмосфера уже не будет искажать астрономических наблюдений.

Пространства вне атмосферы, расположенные в тени какого-либо темного тела, например искусственного спутника, погружены почти в полный мрак, в котором отчетливо видны немерцающие 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 вызывает затруднения вследствие создаваемых атмосферой оптических «завихрений». Кроме того, на искусственном спутнике астрономические оптические наблюдения не будут зависеть от капризов погоды.

За пределами атмосферы легче будет изучить полярные сияния, а также зодиакальный свет¹⁾, поскольку свечение высоких слоев атмосферы не будет искажать нормальную картину этого явления. В частности, с борта искусственного спутника можно будет определить яркость метагалактики, что по мнению ряда ученых (В. Л. Гинзбург, СССР; Баум, США) имеет большое значение для космологии.

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

В то время как видимое излучение Солнца является почти постоянным, его ультрафиолетовая радиация меняется в широких пределах; с этой точки зрения Солнце напоминает переменную звезду. И если поверхности Земли достигают солнечные лучи с длиной

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.

волны не менее 3000 ангстрем, то уже на высоте около 100 километров можно обнаружить фотографическим путем рентгеновские лучи Солнца с длиной волны от 0,06 до 20 ангстрем. Разница спектров солнечной радиации на поверхности Земли и за пределами экзосферы показывает диапазон волн, поглощенных атмосферой Земли.

В заатмосферном солнечном спектре обнаружены железо, магний и кальций. Но эти исследования находятся лишь в зачаточном состоянии. Углубленное изучение этого вопроса станет возможным с помощью искусственных спутников.

Вследствие поглощения стеклом большей части ультрафиолетового спектра запущенные на высотных ракетах обычные спектрографы не смогли зарегистрировать солнечное излучение длиной волны меньше 2300 ангстрем. Замена стекла наиболее прозрачным для ультрафиолетовых лучей веществом — фтористым литием — позволила заснять солнечный спектр длиной волн до 1000 ангстрем. Волны длиной в 1700 ангстрем удается зафиксировать уже на высоте 30 километров. Для изучения ультрафиолетовых и рентгеновских лучей Солнца с большим успехом могут применяться счетчики фотонов Гейгера или светочувствительные пластинки с соответствующими фильтрами.

Уже с помощью высотных ракет, остающихся 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 считалось до сих пор, и составляет 2 калории на квадратный сантиметр в минуту. Непрерывное определение солнечной радиации с помощью аппаратуры, установленной на искусственном спутнике, и сопоставление полученных данных с излучением Земли позволяют периодически составлять баланс лучистой энергии для нашей планеты и выявить 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.

Для исследования коротковолнового ультрафиолетового излучения Солнца на одном из советских искусственных спутников будет установлена аппаратура, описанная в статье С. Л. Мандельштама и А. И. Ефремова. Перед приемником рентгеновской радиации помещается диск с набором фильтров, представляющий собой пленки бериллия, алюминия и полиэтилена различной толщины. Перестановка фильтров производится с помощью шагового механизма. Сигналы от приемника поступают на радиотехническую счетно-интегрирующую схему, выход которой подключен к передающей радиотелеметрической системе. Для включения прибора имеется автомат, который управляется с помощью двух фотоспротивлений.

Искусственный спутник может быть полезен также для изучения космических лучей в заатмосферном пространстве (например, с точки зрения содержания в них атомных ядер лития, бериллия, бора и т. д.).

Советскими учеными (С. Н. Вернов, В. Л. Гинзбург, Л. В. Курносова, Л. А. Разоренов, М. И. Фрадкин) ведется работа по исследованию состава первичного космического излучения главным образом при помощи черенковских счетчиков. В основе таких счетчиков лежит использование так называемого эффекта Вавилова — Черенкова, который заключается в том, что в прозрачном материале под влиянием заряженной частицы, движущейся со скоростью, превышающей скорость света в этом веществе, возникает свечение.

Большое значение имеют исследования вариации космического излучения (и создаваемой этим излучением ионизации) в зависимости от времени, высоты и географических координат. Для этой цели разработана специальная аппаратура, состоящая в основном из счетчика заряженных частиц и ионизационной камеры (Ю. И. Логачев, А. Е. Чудаков, Ю. Г. Шафер, СССР).

Заметим, что обработка данных о космических лучах, переданных со второго советского искусственного спутника, отчетливо выявила зависимость числа частиц космического излучения от геомагнитной широты (широта по отношению к магнитным полюсам).

Во внеземной обсерватории, по мнению Уиппла, можно было бы установить «телескоп», чувствительный ко всему спектру электромагнитных волн, — от 1 ангстрема до 10 000 километров.

Некоторые ученые (Канни, Ордуй и др.) советуют внеземные обсерватории помещать в так называемых «троянских точках», то есть точках, обладающих тем свойством, что помещенное в них тело должно оставаться на неизменном расстоянии от Земли и Луны, несмотря на движение и притяжение этих тел. Еще в 1772 г. знаменитый французский математик Лагранж доказал (конечно, не думая об искусственных спутниках), что «троянские точки» находятся на орбите Луны (впереди и позади нее), на равном расстоянии от Луны и Земли (каждая точка вместе с Землей и Луной образует вершины равностороннего треугольника).

Высказывалось мнение, что, вместо того чтобы строить новую гигантскую обсерваторию на Земле (вроде обсерватории на Маунт Паломар в США), лучше использовать для этой цели искусственный спутник. Сооружение такой летающей обсерватории обойдется дешевле, и с ее помощью, по-видимому, удастся сделать более значительные открытия.

В будущем искусственные спутники будут оснащены электронным оборудованием с телевизионными передатчиками, что позволит наблюдателям, находящимся на Земле, «смотреть» на небо в телескопы, установленные на спутнике (Крики, Франция).

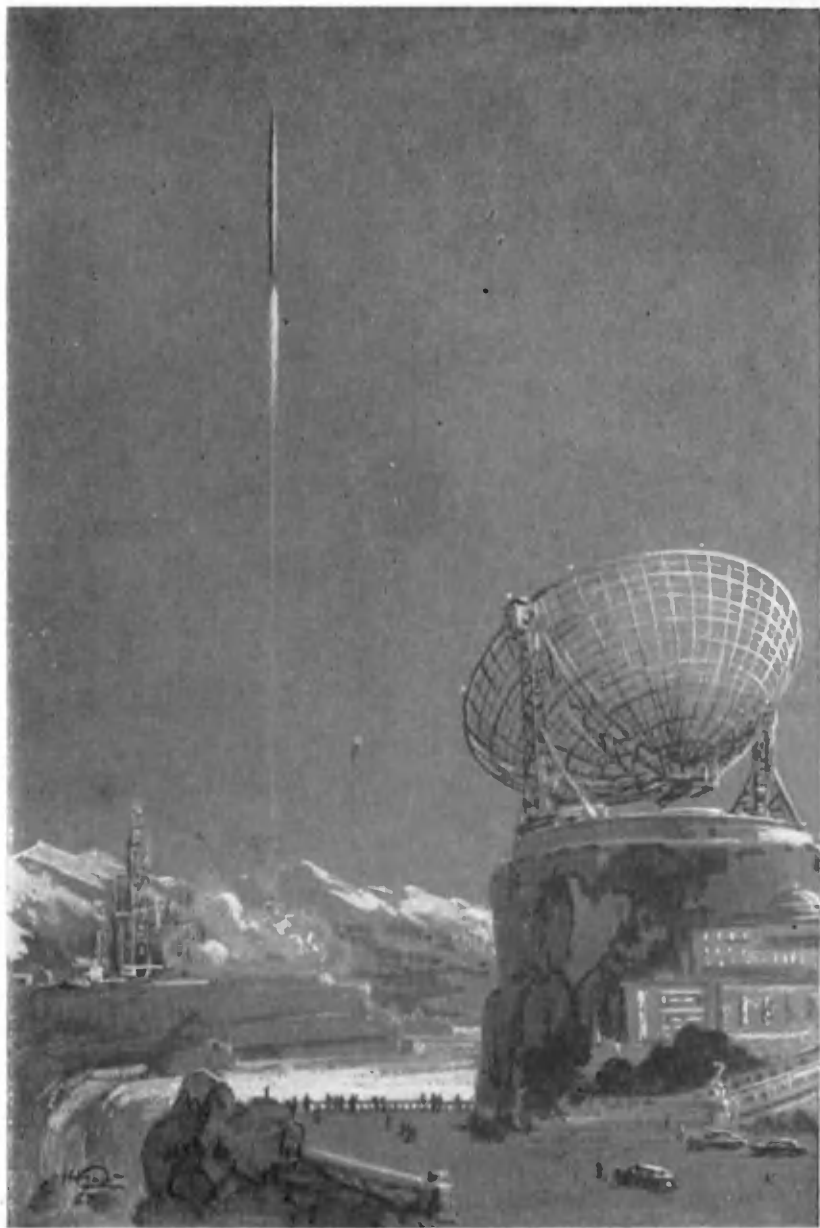


Рис. XXXIII. Старт орбитальной ракеты (рисунок худ. Н. Кольчицкого).

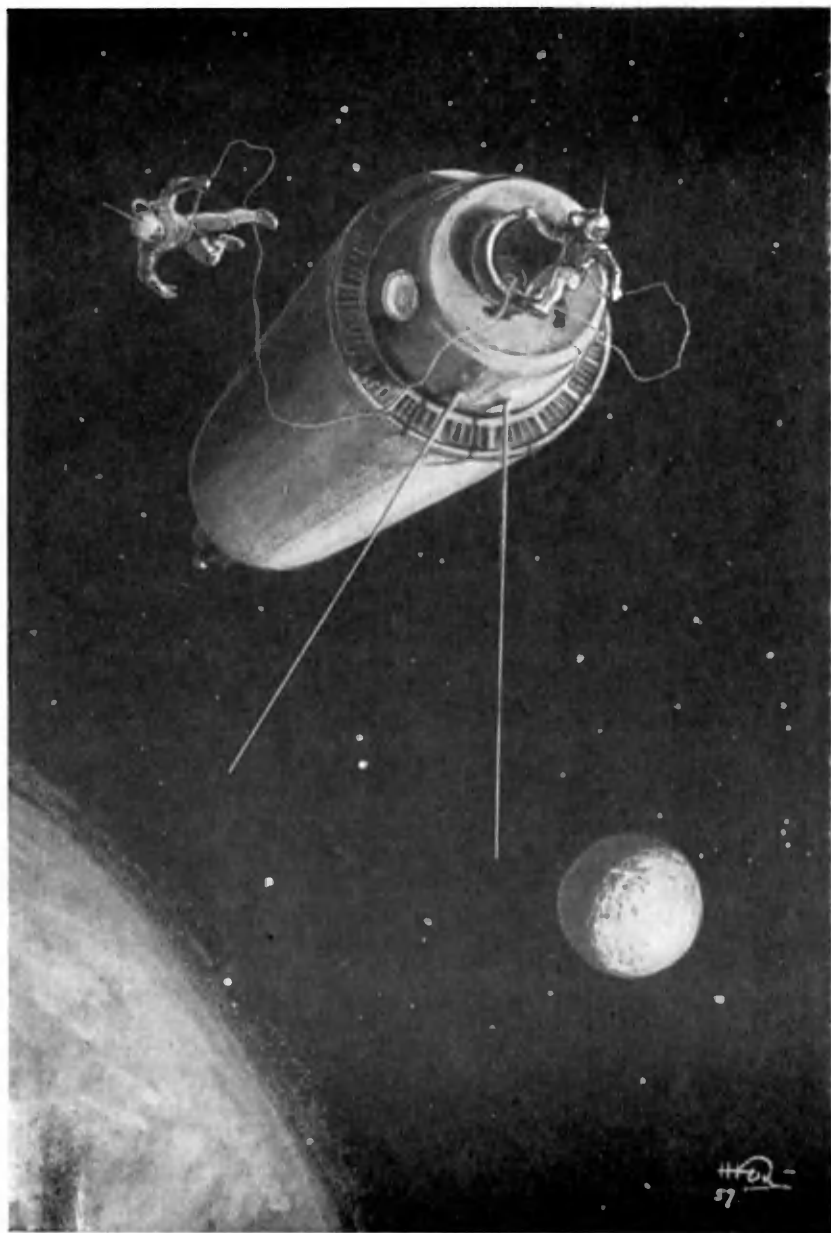


Рис. XXXIV. Первые элементы межпланетной станции на орбите (по А. Штернфельду, рисунок художника Н. Кольчицкого).



Рис. XXXV. Монтаж межпланетной станции (по А. Штернфельду, рисунок художника Н. Кольчицкого).

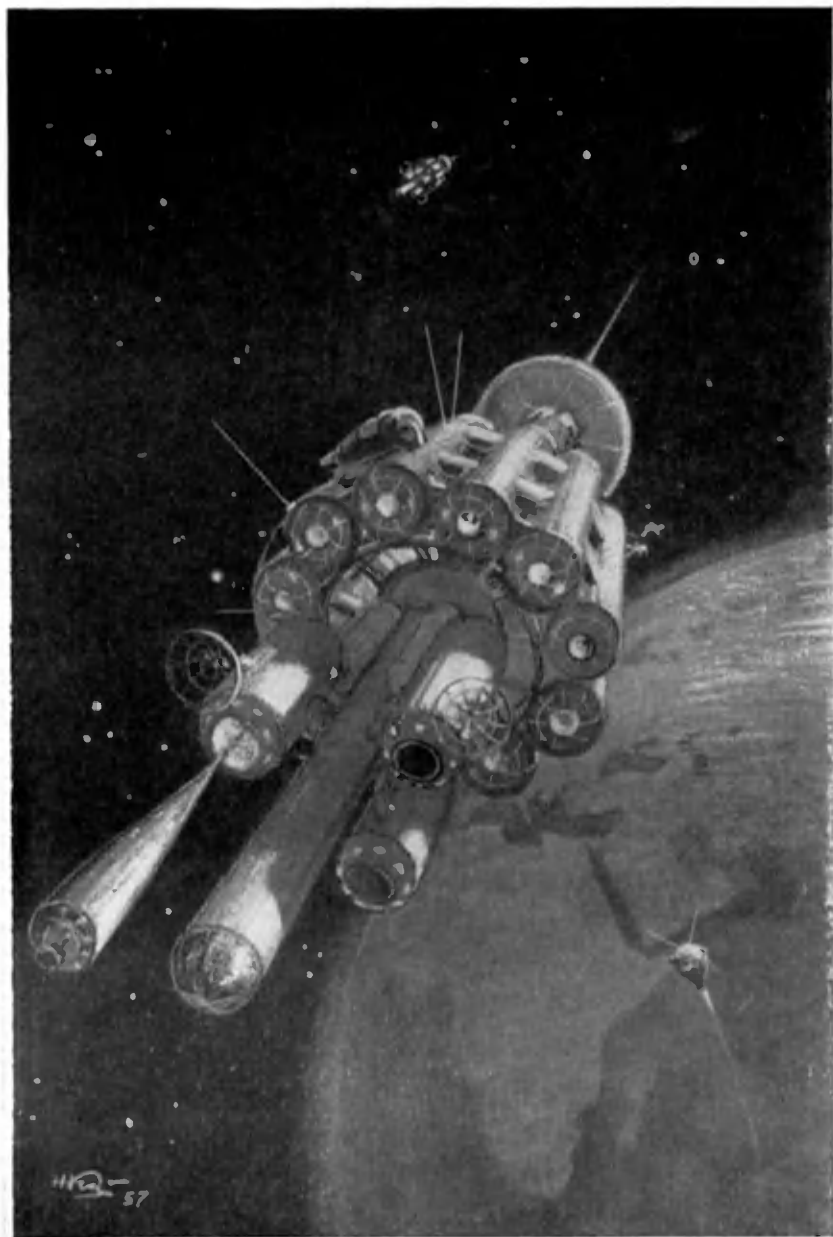


Рис. XXXVI. Межпланетная станция (по А. Штернфельду, рисунок художника Н. Кольчицкого).

Искусственные спутники с большими круговыми орбитами, заключенными внутри орбиты Луны, позволяют рассмотреть и изучить некоторую часть ее наружного (тыльного) полушария, невидимого с Земли. Наблюдение этого полушария будет возможно в моменты, когда такой спутник будет находиться на большом расстоянии от

линии Земля — Луна (рис. 55). Перед наблюдателем, находящимся на искусственном спутнике в этот момент, раскроется добавочный пояс, тем более широкий, чем больше радиус орбиты спутника Земли. (Подобное явление мы наблюдаем в обыденной жизни, когда, проходя мимо портика с колоннами, видим частично тыльную сторону колонн.) Этот эффект замечен даже при наблюдении Луны из разных точек земного шара. В один и тот же момент разные наблюдатели на Земле видят полушария Луны, несколько отличающиеся друг от друга. Представим себе трех таких наблюдателей. Один видит Луну в зените, другой — на горизонте и третий, антипод второго, — также на горизонте. Но те, которые видят Луну на горизонте, заглядывают немного на тыльную сторону Луны: один слева, другой справа.

По сравнению с первым наблюдателем это отклонение будет составлять 42 угловых секунды. Как видно из таблицы 48, для искусственного спутника, радиус орбиты которого в 5 раз больше радиуса Земли, пояс, открывающийся на другой стороне Луны, имеет уже ширину $4^{\circ}30'$, а если бы искусственный спутник Земли двигался по круговой орбите, касающейся видимой нами поверхности Луны (практически такая орбита, очевидно, неосуществима), то почти вся тыльная сторона Луны раскрылась бы перед наблюдателем (см. последнюю строку таблицы 48). От его взора остался бы скрыт лишь круг диаметром 331 километр, что составляет не более 0,23 процента лунной поверхности. Но вследствие либрации¹⁾ Луны и это белое пятно теоретически могло бы быть исследовано. Мы говорим «теоретически» потому, что эта часть поверхности Луны находилась бы на самом горизонте и ее было бы трудно рассмотреть. Заметим, что те полосы Луны, которые при



Рис. 55. Расширение видимости наружного полушария Луны с увеличением радиуса круговой орбиты искусственного спутника.

¹⁾ Либрацией называются наблюдаемые колебательные движения лунного диска, объясняемые частично эксцентриситетом лунной орбиты, а также и некоторыми другими причинами.

наблюдении с Земли находятся на горизонте видимой части лунной поверхности (как бы «в профиль» к наблюдателю) и поэтому плохо видны, вследствие описанного здесь явления либрации повернулись бы в большей или меньшей степени «лицом» к наблюдателю на искусственном спутнике.

Т а б л и ц а 48

Расширение видимости наружного (по отношению к Земле) полушария Луны с увеличением радиуса круговой орбиты искусственного спутника

Радиус орбиты в экваториальных радиусах Земли	Крайняя параллель видимого внешнего полушария Луны, если считать нулевой параллелью окружность Луны, видимую с Земли	Радиус орбиты в экваториальных радиусах Земли	Крайняя параллель видимого внешнего полушария Луны, если считать нулевой параллелью окружность Луны, видимую с Земли
1	42"	50	55°36'
5	4°30'	55	65°15'
10	9°17'	58	73°19'
15	14°8'	59	77°2'
20	19°6'	59,5	79°21'
30	29°33'	59,994	84°33'
40	41°14'		

Проверка теории относительности. Ожидается, что с помощью искусственных спутников окажется возможным произвести экспериментальную проверку общей теории относительности. Из намечаемой программы можно назвать опыты троякого рода.

Согласно общей теории относительности поле тяготения оказывает влияние на фотоны (частицы света), замедляя или ускоряя их движение, в зависимости от того, испускает ли свет притягивающее тело или, наоборот, свет направлен на это тело. Вследствие этого частота электромагнитных колебаний (то есть лучей света или радиоволн) будет соответственно уменьшаться или увеличиваться.

В частности, если на Земле принимаются лучи света (или радиоволны) с искусственного спутника, то частота увеличивается. При этом эффект изменения частоты будет тем сильнее, чем выше расположена орбита спутника. Поскольку, однако, между этими величинами нет прямой пропорциональности, нет необходимости, чтобы спутник, участвующий в эксперименте, находился очень далеко от Земли.

Достаточно, например, чтобы спутник двигался на высоте, равной радиусу Земли, и это уже позволит получить половину того увеличения частоты электромагнитных волн, которое можно было бы наблюдать в теоретическом случае подачи сигналов из бесконечности. При приеме же радиоволн со стационарного спутника, который как раз и предполагается использовать в качестве ретрансляционной станции, наблюдаемый эффект увеличения проявился бы на

84,9 процента по сравнению с максимальным. Таблица 49 показывает, как должна увеличиться частота световых волн или радиоволн, испускаемых искусственными спутниками в зависимости от высоты их полета.

Т а б л и ц а 49

Относительное увеличение частоты света и радиоволн, посылаемых с искусственного спутника, вследствие гравитационного смещения наблюдаемых на Земле спектральных линий

Расстояние от центра Земли до спутника в радиусах Земли	Относительное увеличение частоты	Расстояние от центра Земли до спутника в радиусах Земли	Относительное увеличение частоты
1	0	2,5	$406 \cdot 10^{-12}$
1,1	$63 \cdot 10^{-12}$	3	$465 \cdot 10^{-12}$
1,2	$116 \cdot 10^{-12}$	4	$523 \cdot 10^{-12}$
1,3	$161 \cdot 10^{-12}$	5	$557 \cdot 10^{-12}$
1,5	$232 \cdot 10^{-12}$	10	$627 \cdot 10^{-12}$
1,7	$287 \cdot 10^{-12}$	50	$683 \cdot 10^{-12}$
2	$348 \cdot 10^{-12}$	Бесконечность	$697 \cdot 10^{-12}$

Таким образом, если пропустить посылаемый со спутника световой луч через призму, находящуюся на Земле, то в полученном спектре должен быть обнаружен сдвиг линий в фиолетовую сторону. Если такой же луч с Земли будет послан на спутник, то там, наоборот, ожидается сдвиг линий спектра в красную сторону. Поэтому описанный здесь эффект называют гравитационным смещением спектральных линий. Хотя в природе такое явление, по-видимому, наблюдается (например, в солнечном спектре и в спектре Сириуса, где эффект примерно в 30 раз сильнее), однако нет полной уверенности, что оно не вызвано другими причинами. Астрономы надеются, что в более чистом виде такой эксперимент можно будет поставить, пользуясь искусственными спутниками Земли. (При этом важно будет учесть искажающее картину влияние эффекта Допплера, вследствие которого спектральные линии также смещаются.)

Вторым возможным экспериментом является следующий. Согласно теории относительности длительность процессов, происходящих в каком-либо теле, зависит от скорости движения этого тела. В частности, часы, находящиеся на искусственном спутнике, должны отставать тем более, чем больше скорость спутника. Но даже на спутнике, движущемся вблизи пределов атмосферы (на высоте каких-нибудь 2000 километров), это отставание составляло бы всего тысячную долю секунды за 3 месяца. По мнению Винтерберга (Германия) это можно было бы проверить с помощью так называемых атомных часов.

Перейдем к третьему возможному опыту. В соответствии с уточненным законом тяготения, вытекающим из общей теории относи-

тельности, перигелии планет и их спутников постоянно, хотя и очень медленно, перемещаются в направлении движения этих светил. Из всех тел солнечной системы у Меркурия это движение большой оси орбиты является самым значительным и составляет 42,6 угловой секунды за столетие. Теория относительности хорошо объясняет это движение (выведенные Эйнштейном формулы дают для смещения перигелия Меркурия значение в 43,03 угловой секунды). Проверку этого вывода общей теории относительности можно было бы провести также на движении искусствен-

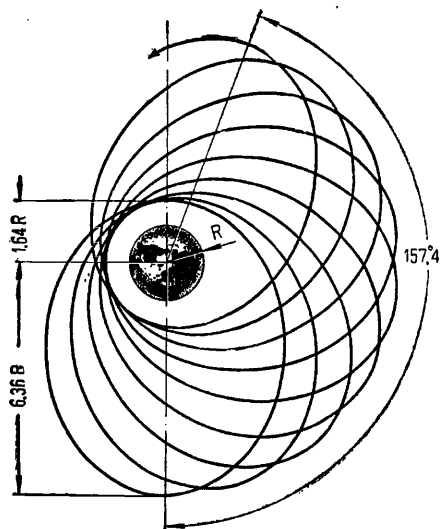


Рис. 56. Если искусственный спутник, движущийся по эллипсу с указанными на рисунке характеристиками, сделает полмиллиарда оборотов, то согласно теории относительности его перигей и апогей переместятся на $157,4^\circ$. Перемещение перигелия Меркурия на такой же угол потребовало бы в два раза больше времени.

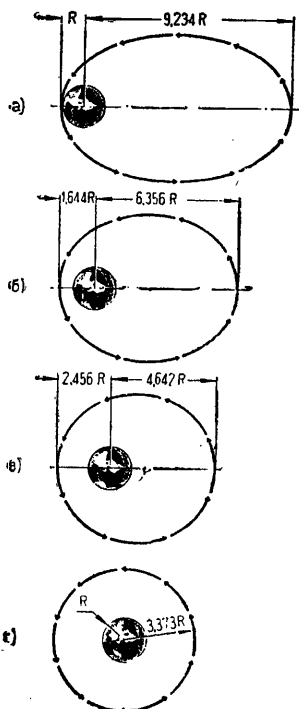


Рис. 57. Различные орбиты искусственных спутников Земли, при использовании которых срок необходимых наблюдений может быть в два раза меньше, чем при наблюдении Меркурия.

ного спутника Земли, который по сравнению с Меркурием имеет то преимущество, что поворот оси его орбиты на некоторый угол произойдет за значительно более короткий промежуток времени, чем поворот на тот же угол оси орбиты Меркурия (рис. 56). На рис. 57 показаны различные орбиты искусственных спутников Земли, при использовании которых срок необходимых наблюдений может быть в двое короче, чем срок наблюдения Меркурия. Изображенный на рис. 57, г круг представляет собой теоретический случай, к которому стремятся всё менее и менее сплюснутые эллипсы, дающие такое же смещение перигея эллипса

в единицу времени, как и остальные орбиты, изображенные на рис. 57, а, б, в.

При одном и том же размере большой оси орбиты спутника рассматриваемое явление будет тем более заметным, чем ближе к поверхности Земли будет находиться перигей. С другой стороны, при одном и том же расстоянии перигея это явление усиливается с уменьшением большой оси орбиты. Все это говорит о том, что для проведения эксперимента было бы желательно использовать искусственные спутники с орбитой, расположенной по возможности близко от поверхности Земли. Расчеты показывают, что в этом случае срок проведения определенного эксперимента мог бы быть сокращен более чем в 40 раз по сравнению с наблюдением Меркурия, однако осуществлению такой опытной проверки мешает сопротивление атмосферы.

Если, как сейчас полагают, на высотах, превышающих 2000 километров, нет даже малейших следов воздуха, то за один год там можно было бы провести опыт, для которого требуется 20 лет наблюдений Меркурия, а на высотах 4900 или 8500 километров наблюдения ускорились бы по сравнению с наблюдениями Меркурия соответственно в 10 или 5 раз.

Биологические исследования. Искусственный спутник представляет интерес с точки зрения изучения возможности совершения межпланетных полетов с людьми. На нем можно изучить влияние невесомости на физиологические и психические процессы, а также действие космических, солнечных и других излучений на живые организмы, не защищенные земной атмосферой. Как об этом уже говорилось выше, такие опыты производились на втором советском искусственном спутнике.

Высказывалось мнение, что, быть может, некоторые сердечные болезни будет показано лечить на искусственном спутнике в условиях невесомости (Кларк). Однако перелет в такой «санаторий» неизбежно связан с необходимостью для больного перенести большую перегрузку при взлете с Земли.

На искусственном спутнике можно будет проверить высказанное К. Э. Циолковским предположение, что в условиях невесомости растения и организмы от самых простых до самых сложных, будут расти и развиваться гораздо быстрее, чем при наличии тяжести.

Военное применение искусственных спутников. Вопросы сооружения и использования искусственных спутников Земли привлекают к себе внимание не только ученых и техников, но и политических деятелей. По мнению известных кругов США и других капиталистических стран, развертывание программы действий по осуществлению космического полета должно пойти по линии военного применения ракетных самолетов, телеуправляемых снарядов и т. п., и первая стадия на этом пути должна закончиться сооружением искусственных спутников при помощи термохимических ракет (рис. XXX).

Поскольку искусственный спутник может иметь минимальные размеры и, следовательно, быть невидимым ни днем, ни ночью, его можно было бы использовать для военной инспекции территории противника. В частности, это позволило бы обнаружить подготовительные операции для испытания атомного вооружения, расположение военно-морского флота противника, строительство заводов и т. п. (Крики).

В докладе, прочитанном на IV Международном астронавтическом конгрессе (1953 г.), американский специалист Штелинг предложил проект искусственного спутника Земли именно для военно-разведывательных целей. Спутник должен двигаться на высоте 800 километров над поверхностью Земли, что позволит обнаружить 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 пересечении им атмосферы.

Браун также считает, что искусственный спутник можно снабдить оптическими приборами для наблюдений за странами, недоступными для воздушной разведки. Предполагается, что с искусственного спутника можно будет даже заметить взлет самолета с авианосца. Однако для непрерывной инспекции территории противника потребовалась бы целая серия искусственных спутников. С искусственного спутника можно также с беспрецедентной точностью производить бомбардировку. Таким образом, искусственный спутник имеет огромное военное значение как для разведки, так и для бомбежки, тем более, что при соответственно подобранной орбите он может за 24 часа облететь весь земной шар. Следовательно вся поверхность Земли будет находиться как под постоянным прицелом объектива съемочного аппарата, установленного на искусственном спутнике, так и в радиусе досягаемости смертоносных бомб.

Более конкретно Браун высказался по этому поводу на Втором съезде 1956 г. американских военных специалистов. По его словам, с искусственного спутника можно производить бомбардировку вражеских объектов с чрезвычайной точностью. Управляемый снаряд, предназначенный для бомбардировки, сбрасывается с помощью ракетного двигателя со скоростью порядка 400 метров в секунду со спутника, обращающегося на высоте 1730 километров. Наблюдатели, находящиеся на спутнике, непрерывно следят за снарядом, который отделен от них незначительным расстоянием, так как продолжительность полета спутника по полукругу только немногим больше продолжительности перелета снаряда из его апогея в перигей. Момент сбрасывания снаряда рассчитывается так, что когда

снаряд достигнет перигея, перед наблюдателями, находящимися на спутнике, уже раскроется в оптический или радиолокационный телескоп объект для бомбардировки. В дальнейшем улучшается видимость не только объекта, но и снаряда: искусственный спутник, движущийся практически в безвоздушном пространстве, скоро нагонит снаряд, испытывающий сопротивление воздуха, и далее будет двигаться над самым снарядом. Это даст возможность наводить снаряд с точностью, которой нельзя достигнуть при управлении им с Земли. С искусственного спутника снаряд может быть точно направлен также на летящий объект, причем если объект хорошо виден, то не обязательно даже устанавливать его координаты.

По мнению Брауна, искусственные спутники смогут служить для наблюдений за концентрацией вооруженных сил, кораблей и самолетов, за постройкой новых дорог и сооружений, для определения ущерба, причиненного военными действиями, и ряда других наблюдений. (Браун, по-видимому, рассчитывает на новые успехи техники аэрофотосъемки, которая пока еще не доведена до такой степени совершенства.)

На симпозиуме по астронавтике, происходившем в начале 1957 года в Сан-Диего (США), специалистами из американских военно-воздушных сил высказывалось мнение, что уже существуют достаточно мощные ракеты для запуска спутника, который обращался бы постоянно вокруг Земли и мог бы передавать местонахождение зарегистрированных им световых или тепловых вспышек военного характера определенным приемным станциям, расположенным на Земле. С искусственного спутника становится возможным обнаружить координаты и момент старта сверхдальних ракет с территории противника, что значительно увеличивает промежуток времени, необходимый для принятия мер, нейтрализующих их действие. Помехи, вызванные помещением на искусственном спутнике передатчиком, могут свести на нет попытки противника управлять своими снарядами при помощи телерадиоаппаратуры.

Однако приверженцам применения искусственных спутников в качестве бомбовозов следует иметь в виду, что такой спутник очень трудно построить и много легче его сбить. Если спутник натолкнется на направленный против него снаряд даже в тот момент, когда последний на мгновение остановится (на потолке), то снаряд все равно пробьет обшивку спутника, так как относительная скорость удара спутника о снаряд или его осколки (если снаряд разорвался) в несколько раз превысит скорость попадания артиллерийского снаряда.

Приверженцы военного применения искусственного спутника считают его неуязвимым из-за его большой скорости и недостаточной точности стрельбы ракетной зенитной артиллерии. Однако снаряды шрапнельного типа, запущенные по орбите спутника, но в направлении, обратном его движению, могли бы заведомо уничтожить спутник независимо от момента их запуска. Направленные против военного искусственного спутника снаряды можно было бы снабдить устройством для корректирования их орбит (Канни, Ордуэй).

Мы все же твердо верим, что не придется сбивать военные искусственные спутники, поскольку мировое общественное мнение помешает даже их сооружению. В связи с этим не лишним будет отметить, что доклад Романо (Италия) на VII Международном астрономическом конгрессе (Рим, 1956 г.) о возможности маскировки больших искусственных спутников, применяемых для военных целей, не встретил одобрения присутствующих, поскольку Международная астрономическая федерация (см. стр. 292—294) поощряет только мирное применение астронавтики.

Другие возможности использования искусственных спутников. Одной из областей, в которых создание искусственных спутников сыграет важную роль, является радио и телесвязь.

Известно, что передача телевизионных программ на большие расстояния осуществляется при помощи радиорелейных линий связи на поверхности Земли, требующих использования очень большого количества промежуточных ретрансляционных станций. Между тем, для ретрансляции на большие расстояния ультракоротких радиоволн, в частности телевизионных передач, смогут быть использованы искусственные спутники. Правда, из-за сложности аппаратуры и потребности в мощных источниках электроэнергии такое применение на первых порах еще не предусматривается, но не исключено, что в дальнейшем искусственные спутники окажутся рентабельными для передачи телевизионных программ с одного материка на другой и т. п. По мнению Пирса (США) стационарный шаровой искусственный спутник для ретрансляции ультракоротких волн должен иметь 300 метров в поперечнике. Трех таких релейных станций достаточно для поддержания связи на 90 процентах поверхности Земли. Вместо трех стационарных искусственных спутников для ретрансляции ультракоротких радиоволн предлагается еще использовать четыре спутника, но летающих значительно ниже.

Эфемериды искусственных спутников, возможно, смогут найти применение в мореплавании и авиации для определения координат корабля или самолета. В самом деле с изменением расстояния радиоприемника от искусственного спутника изменяется также частота принимаемых радиоволн. Кроме того, меняется интенсивность сигналов. На основании этих данных и имеющихся эфемерид Лоренс (США) предложил метод определения координат кораблей и самолетов. Для этой цели потребовались бы три полюсных спутника, обрашающихся на небольших высотах в плоскостях, пересекающихся под одинаковым углом в 60° . Спутники диаметром в 0,6 метра должны быть снабжены восемью 20-сантиметровыми антеннами. Полкилограмма стронция-90 с изотопом иттрия достаточны для питания радиопередатчика энергией в течение 20 лет.

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 в ясную погоду 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.

На борту искусственного спутника исследователи будут обладать высоким вакуумом, который так сложно получить в земных условиях. Это даст возможность провести ряд экспериментов, требующих более высокого вакуума, чем это достижимо в земных лабораториях. Наконец, легче будет осуществить глубокое охлаждение при опытах над сверхпроводимостью и других экспериментах.

С помощью искусственного спутника можно будет определить ряд параметров, представляющих интерес для газовой динамики, получение которых в аэродинамических трубах не представляется возможным из-за слишком малой скорости воздушного потока, характеризующей самые мощные установки такого рода.

Возможно, что в условиях невесомости на искусственном спутнике будут быстрее расти кристаллы и даже изменится их структура и, таким образом, обогатится ассортимент пьезоэлектрических кристаллов (Канни, Ордуэй; США).

Наряду с серьезными проектами использования искусственных спутников выдвигаются и нереальные проекты. Так, например, предлагается установить вблизи искусственных спутников огромные зеркала, отражающие на Землю солнечные лучи. Такого рода зеркала должны якобы отоплить большие пространства земного шара, расплавить льды и изменить климат Арктики и Антарктики, одним словом, оказать непосредственно или косвенным путем влияние на климатические условия на Земле. «Но так как такое зеркало могло бы, к сожалению, иметь также большое стратегическое значение,— пишет Оберт,— (с его помощью можно взрывать военные заводы, создавать вихри и грозы, уничтожать пешеходные войска и их обозы с продовольствием, сжечь целые города и вообще причинить самый большой вред), не исключено, что в недалеком будущем одна из культурных стран решится на осуществление этого изобретения тем более, что большая часть вложенного капитала сможет принести проценты также в мирное время». Для постройки «космических зеркал» необходимо перебросить в мировое пространство прокатные станы (!). Завезенные туда слитки натрия должны быть сплюснены до толщины в одну пятисотую долю миллиметра (!) и покрыты 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 арматуру 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! Нереальность этого проекта видна уже из того, что гелиотехника не добила еще особых успе-

хов 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.

Высказывалось еще более абсурдное мнение, что искусственные спутники в виде космических зеркал, отражающих солнечные лучи в космическое пространство, могут служить для экранирования тропических зон от излишка солнечной радиации.

Более реальным может оказаться проект использования космических зеркал для освещения больших городов, так как в этом случае поверхность зеркала может быть в миллионы раз меньше той, которая необходима в предыдущем случае. Легко подсчитать, например, что если довольствоваться таким освещением, какое дает полная Луна, то для освещения города поперечником в 20 километров достаточно было бы иметь на спутнике зеркало диаметром в 30 метров.

Подбор орбит для разных исследований. Как мы видим, искусственные спутники смогут найти самое разнообразное применение. Однако для изучения разных явлений должны будут, очевидно, применяться спутники, движущиеся по особо подобранным орбитам. Ясно, например, что экваториальные спутники, непригодны для изучения полярных сияний или ледовой обстановки за полярными кругами.

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 ионосферных бурях и т. п. Так, например, нам еще не на всех высотах известна длина самых коротких волн, обнаруживаемых в солнечном спектре, и еще менее изучено распределение заряженных частиц в зависимости от высоты. (На распределение этих частиц в различных пунктах поверхности земного шара влияет, в частности, наклон оси Земли по отношению к плоскости эклиптики.)

В южном полушарии мало суши и много водных пространств. Поэтому интересно будет так подобрать орбиту искусственного спутника, чтобы он дольше задерживался над северным полушарием, а меньше над южным. Этого можно достичь, удлинив северную часть орбиты и уменьшив скорость движения спутника на этом участке. Иными словами, нужно, чтобы спутник имел эллиптическую орбиту с перигеем над Южным полюсом. При этом чем выше апогей орбиты, тем меньше время перелета спутника над южным полушарием и тем больше — над северным.

Перспективы. Многие из перечисленных выше вопросов только начинают изучаться и потребуют еще многолетних исследований. Несомненно, что с помощью искусственных спутников будут

впоследствии обнаружены явления, о существовании которых в настоящее время мы даже не подозреваем.

Исследование всех перечисленных выше проблем потребует, очевидно, для своего осуществления многих лет. Поэтому первые искусственные спутники будут использоваться для изучения более узкого круга вопросов. В частности, спутники, которые будут запущены в течение Третьего Международного геофизического года, предполагается использовать для разрешения вопросов затрагивающих следующую тематику: а) плотность воздуха на больших высотах; б) форма Земли и строение земной коры; в) измерение расстояний между определенными точками земной поверхности; г) ультрафиолетовое излучение Солнца; д) космические лучи; е) метеорная пыль и метеорные тела; ж) температура спутника, особенно его обшивки, во время проникновения в плотные слои атмосферы; з) магнитное поле Земли; и) ионизация и состав атмосферы вдоль орбиты спутника; к) распространение радиоволн разных частот.

Естественно, что с помощью искусственного спутника будут выполняться лишь такие специальные исследования, которых нельзя произвести никаким другим способом. Используя автоматический искусственный спутник, можно будет за несколько дней собрать больше данных, чем за десятилетия с помощью запуска высотных ракет в разных местах земного шара.

2. Искусственный спутник как межпланетная станция

Назначение межпланетной станции. 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 космический корабль должен при взлете развить скорость 11,1—11,6 километра в секунду, то есть в тридцать с лишним раз большую, чем скорость 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 тем самым разделить космическое путешествие на этапы.

В земных условиях при остановках на станциях, в портах, на аэродромах корабли и паровозы пополняются запасами угля и воды, самолеты заправляются бензином, пассажиры пополняют свои продовольственные запасы. При этом иногда к железнодорожному составу присоединяют другой паровоз, заменяют один самолет другим. Для полета в мировое пространство сооружение межпланетной станции будет иметь аналогичное значение. Такая станция могла бы служить трамплином для дальнейшего проникновения человека в мировое пространство. Здесь космонавты смогут запасть всем, что необходимо для продолжения и завершения космиче-

ского рейса: топливом, которое ракета не могла увезти, стартуя с поверхности Земли, снаряжением, продовольствием и т. д.

Опираясь на межпланетную станцию как на базу,astronautы смогут не遠деке 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.

Космический корабль, а также различный полезный груз, необходимый для достижения конечной цели путешествия, могут быть предварительно доставлены на такую станцию 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.

Основным достоинством такой промежуточной станции является ее подвижность.

Благодаря этому при посадке на станцию ракета сохраняет свою скорость и использует ее при отлете в дальнейший путь.

Таким образом, в отличие от людей, путешествующих по Земле с остановками на промежуточных станциях, космонавты, отправляющиеся с межпланетной станции, как бы закрепляют за собой не только пройденный путь, но и приобретенную скорость. Так, отправляясь с искусственного спутника Земли на Луну, Венеру, Марс, ракета должна будет развить скорость всего от 3,1 до 3,6 километра в секунду 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 означает, что ракета, способная подняться с поверхности Земли на высоту 1000 километров, могла бы достигнуть Венеры или Марса, если бы она стартовала с межпланетной станции.

Некоторые авторы предлагают использовать в качестве промежуточной станции для полета на Луну или на планеты стационарный искусственный спутник. Однако такой спутник имеет большой недостаток: он очень удален от Земли и для его достижения потребовались бы слишком большие взлетная и посадочная скорости¹⁾ (в сумме они составляли бы скорость, большую, чем скорость, необходимая 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 пролетать не遠деке от Земли. Такой спутник, движущийся по эллиптической орбите с далеко расположенным апогеем, может служить в качестве межпланетной станции для более сложных рейсов, чем те,

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

которые можно совершить, взлетая вблизи Земли с искусственного спутника с круговой орбитой. Дело в том, что чем дальше находится апогей, тем больше скорость спутника в перигее, а отлет с «эллиптической» межпланетной станции должен осуществиться, по возможности, в тот момент, когда спутник имеет самую большую скорость, то есть, когда он проходит через перигей. Для достижения «далекоапогейного» спутника потребуются, правда, более мощные ракеты при взлете с поверхности Земли, но зато конструкция корабля, предназначенного для второго этапа полета, то есть для отлета с межпланетной станции, сможет быть проще.

Использование же межпланетной станции, движущейся по круговой орбите на большой высоте (тысячи километров), как это предлагают Браун и другие, невыгодно. Подъем вспомогательной ракеты с грузом на такую высоту создаст не только дополнительные трудности при перелетах с Земли на спутник, но и потребует развития большей суммарной скорости для переброски каждого килограмма полезного груза на Луну или на планеты. По нашему мнению, можно было бы добиться значительной экономии топлива, взлетая с межпланетной станции, обращающейся вокруг Земли по эллиптической орбите с как можно более низким перигеем, так как для совершения межпланетного путешествия с остановкой на высоколетающей круговой межпланетной станции потребуется больший расход топлива, чем при остановке на низколетающей станции.

Имеется предложение, чтобы астронавты останавливались в пути на Луну или планеты не на одной межпланетной станции, а на ряде расположенных по пути станций. Так, примерно в 1928 г. Пирке (Австрия) выдвинул проект: установить две межпланетные станции на постоянных высотах около 750 и 5000 километров с соответствующими периодами обращения 100 и 200 минут. Третий искусственный спутник, курсирующий по эллиптической орбите, касательной к двум предыдущим, должен играть роль, своего рода каботажного судна для переброски пассажиров и грузов с внутренней межпланетной станции на внешнюю.

Однако межпланетная станция не является необходимым звеном на пути к осуществлению полета на Луну и на планеты. Космическое путешествие может происходить без остановки на межпланетной станции. Ракета взлетит с поверхности Земли и, развив скорость около 8 километров в секунду, превратится на высоте 200—300 километров во временный 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 предложениям (Картер, Великобритания) вместо того, чтобы строить межпланетные станции, достаточно за-

пустить 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 (рис. XXXI).

Заметим, что использование искусственного спутника в качестве межпланетной станции или, что в принципе то же самое, превращение космического корабля временно в спутник Земли будет, по-видимому, применяться только на начальном этапе развития техники космических перелетов. Мощным атомным кораблям будущего не потребуется на пути к Луне или планетам переходить на круговую орбиту и получать подкрепления с Земли. Возможно также, что посылка небольших составных управляемых ракет на Луну и планеты окажется более просто осуществимой при взлете непосредственно с поверхности Земли.

Отлет с искусственного спутника в мировое пространство. В большей части проектов межпланетных полетов предусматривается, что на межпланетной станции космонавты переседают в корабль, смонтированный в мастерских станции из частей, доставленных с Земли. Для снаряжения этого космического корабля можно будет использовать двигатели, а также другие части, снятые с прибывших на межпланетную станцию ракет.

Условия полета с искусственного спутника в межпланетное пространство сильно отличаются от условий полета с Земли на искусственный спутник. 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, так как в межпланетном пространстве он не встретит сопротивления материальной среды. Благодаря этому топливные баки могут быть сделаны шарообразными, что уменьшит при заданном объеме их вес (рис. XXXII).

На рисунках XXXIII—XXXVI показаны последовательные этапы постройки межпланетной станции.

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

Согласно некоторым проектам ракета, прибывшая с Земли на межпланетную станцию, будет сама служить для дальнейшего полета в мировое пространство. На межпланетной станции она будет освобождена от обтекаемой обшивки. Не нужны ей будут больше и воздушные стабилизаторы с рулями: если в межпланетном пространстве понадобится изменить направление полета, из ракеты

будет выброшена струя газа в нужном направлении. После заправки топливом на межпланетной станции ракета отправится в дальнейший путь.

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 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. Но земная ось наклонена к плоскости эклиптики под углом около 67° , так что плоскости орбит двух рассматриваемых типов (полюсные спутники и спутники с орбитой, лежащей примерно в плоскости эклиптики) образуют между собой весьма большой угол.

Ясно, что совершенно нецелесообразен взлет космического корабля с искусственного спутника под углом к направлению его орбитальной скорости, так как в этом случае скорость движения спутника была бы недостаточно использована (Цзян, КНР). Допустим, например, что взлет совершается под углом 45° к направлению движения круговой межпланетной станции в данный момент (к направлению касательной к траектории). В этом случае для полета на Луну по так называемой полуэллиптической траектории потребуется развить скорость в 7722 метра в секунду, в то время как при отлете в направлении касательной к круговой орбите спутника (т. е. в направлении движения в данный момент) достаточна скорость 3129 метров в секунду. Заметим, кстати, что скорость 7722 метра в секунду в случае отлета в направлении касательной была бы достаточна для достижения Сатурна.

Допустим вообще, что ракета движется, как спутник, по круговой орбите вокруг какого-нибудь светила (Земли, Солнца, Луны, планеты), которое предполагается изолированным в межпланетном пространстве, т. е. находится на таком большом расстоянии от всех других небесных тел, что их притяжение совсем не ощущается. Ясно, что скорость, которую должна развить эта ракета, чтобы навсегда вырваться из сферы притяжения светила, будет различной в зависимости от того, в каком направлении намечено удалиться от Земли. В самом деле, ракета должна развить добавочную скорость, которая будет складываться с круговой скоростью ракеты по закону параллелограмма. Так, чтобы удалить ракету в бесконечность по прямой линии, проходящей через центр светила, ей, как это нетрудно подсчитать, необходимо сообщить дополнительно скорость, направленную под углом $35^\circ 16'$ к вертикали в сторону, противоположную дви-

жению по орбите и по величине в 1,73 раза большую, чем круговая скорость (рис. 58). Если же мы пожелаем сообщить ракете параболическую скорость в направлении орбитального движения, то для этого достаточно придать ей дополнительно скорость, равную 0,41 круговой скорости. В случае же, если нужно получить параболическую скорость в направлении, противоположном движению по орбите, ракете придется развить в этом направлении скорость в 2,41 раза больше круговой скорости. Две последние упомянутые скорости будут соответственно минимальной и максимальной скоростями из тех, которые необходимо развить, чтобы вырваться из поля земного

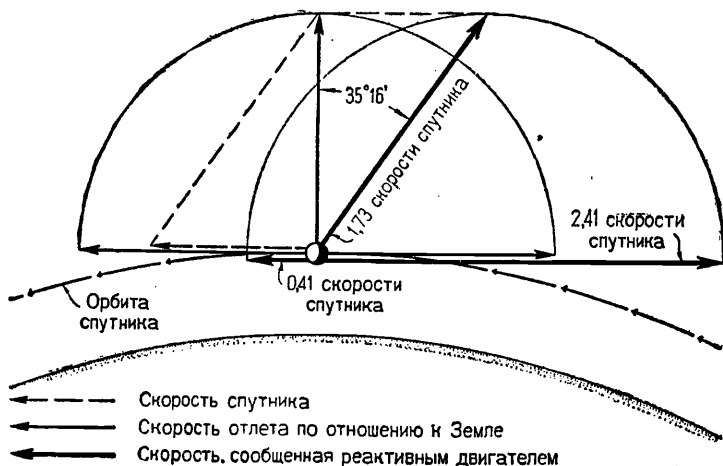


Рис. 58. Скорость, которую должна развить улетающая с межпланетной станции ракета, чтобы вырваться из сферы притяжения Земли, будет различной в зависимости от того, в каком направлении намечено удалиться от Земли. На рисунке показаны три случая и общий принцип построения параллелограмма скоростей.

тяготения в различных направлениях, стартуя с круговой межпланетной станции. При этом максимальная скорость почти в 6 раз больше минимальной.

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

Чем больше топлива уносит с собой ракета, покидающая межпланетную станцию, тем, естественно, больше будет развитая ею конечная скорость ¹⁾. При этом для старта с искусственного спут-

¹⁾ При взлете с поверхности Земли это не всегда так: в то время как при взлете с межпланетной станции добавочное топливо всегда дает положительный результат, при старте с самой Земли результат вследствие гравитационных потерь может оказаться и отрицательным (меньшие скорость и высота: см. стр. 110).

ника потребуются ракеты значительно меньшей мощности, чем при взлете с поверхности Земли. В самом деле, при старте с поверхности Земли сила тяги должна быть больше веса ракеты, в то время как при взлете с искусственного спутника это условие не должно соблюдаться. Даже при силе тяги, намного меньшей, чем вес ракеты на Земле, последняя сможет постепенно набрать нужную скорость. При взлете с Земли большая часть энергии двигателя уходит не только на полезную работу по преодолению земного тяготения, но и на так называемые гравитационные потери. В частности, при прекращении работы двигателя ракета упадет обратно на Землю. Кораблю же, улетающему с межпланетной станции, не грозит такая опасность: если даже ракетный двигатель прекратит работу, то корабль не упадет ни обратно на отправную внеземную станцию, ни на Землю. Поэтому корабль должен будет захватить несравненно меньшее количество топлива, чем при старте с Земли. Это еще одна причина, делающая выгодным использование искусственного спутника в качестве межпланетной станции.

Что же касается общего количества топлива, необходимого для полета на планеты, то оно окажется все же большим в случае остановки на межпланетной станции, чем в случае, когда старт производится непосредственно с поверхности Земли. Это вытекает не только из соображений практического характера (например, необходимость маневрирования при посадке на спутник и т. п.), но в основном из теоретических соображений. Расчет показывает также, что низколетающие спутники с круговыми орбитами более выгодны для полетов на Луну и планеты, чем спутники, движущиеся на больших высотах, так как в первом случае требуется меньшая суммарная скорость, необходимая для того, чтобы прилететь с Земли на спутник и затем отправиться с него далее в космический полет. Для нулевого искусственного спутника, она равна 11,19 километра в секунду (это, по существу, нулевая параболическая скорость, т. е. параболическая скорость у поверхности Земли). Если же космическая ракета должна освободиться от поля тяготения Земли, развив местную параболическую скорость после остановки на межпланетной станции, движущейся на высоте 637,8 километра (0,1 радиуса Земли), то необходимая для этого минимальная суммарная скорость, которая должна быть сообщена ракете, при отсутствии всяких потерь составит уже 11,39 километра в секунду, а для межпланетной станции, расположенной на высоте 6378 километров (радиус Земли), она возрастет до 12,01 километра в секунду. Еще хуже будет обстоять дело, если поднять межпланетную станцию на высоту, в 2—3 раза большую. Но при дальнейшем увеличении высоты полета космической «платформы» рассматриваемая здесь суммарная скорость начнет уменьшаться, оставаясь, однако, все время больше нулевой параболической скорости.

Все сказанное делается более отчетливым, если рассмотреть таблицу 50, в которой минимальные суммарные скорости, о которых мы говорили, приведены для нескольких постепенно возрастающих по размерам орбит. Заметим, что минимальная суммарная скорость, теоретически необходимая для освобождения космического корабля от поля тяготения Земли (четвертая колонка таблицы), равна сумме минимальной скорости, теоретически необходимой для запуска межпланетной станции (вторая колонка), и скорости отлета с межпланетной станции (третья колонка).

Иная картина получится, если мы потребуем от ракеты, чтобы она, взлетев с межпланетной станции, не только освободилась от поля тяготения Земли, но и достигла бы другой планеты. Теперь ракета должна будет развить большие скорости, чем в предыдущем случае. Возьмем для примера перелет по полуэллиптической траектории на Меркурий с посадкой на него в тот момент, когда он находится на расстоянии 0,37 астрономической единицы от Солнца. Для этого,

Минимальная суммарная скорость, теоретически необходимая для освобождения ракеты от поля тяготения Земли в случае промежуточной «остановки» на межпланетной станции

Радиус орбиты межпланетной станции в радиусах Земли	Минимальная скорость, теоретически необходимая для запуска межпланетной станции в километрах в секунду	Скорость отлета с межпланетной станции в километрах в секунду	Минимальная суммарная скорость, теоретически необходимая для освобождения ракеты от поля тяготения Земли в километрах в секунду	Отношение той же скорости к нулевой параболической скорости в процентах
1	7,912	3,277	11,189	100,0
1,1	8,264	3,125	11,389	101,8
1,3	8,778	2,885	11,663	104,2
1,5	9,136	2,676	11,812	105,6
1,7	9,403	2,514	11,917	106,5
2	9,690	2,317	12,007	107,3
2,5	10,008	2,073	12,081	108,0
4	10,467	1,892	12,106	108,2
7	10,782	1,239	12,021	107,4
10	10,906	1,036	11,942	106,7
30	11,096	0,598	11,694	104,5
50	11,133	0,463	11,596	103,6

как показывает расчет, следовало бы развить у поверхности Земли скорость в 13,70 километра в секунду, что в 1,732 раза превосходит нулевую круговую скорость, часто принимаемую в астронавтике за единичу измерения скорости. (В качестве примера мы нарочно избрали полет, требующий большей начальной скорости, чем перелеты на соседние с Землей планеты Венеру и Марс, так как в нашем случае более наглядно выступают характерные свойства межпланетных станций.) Из таблицы 51 мы видим, что скорость относительно Земли после выключения двигателя вылетевшей со станции ракеты будет тем меньше, чем меньше радиус орбиты станции. Однако скорость отлета с межпланетной станции по отношению к самой станции по мере увеличения орбиты спутника сначала уменьшается, как и в предыдущем случае (табл. 50), а затем увеличивается. Это является следствием взаимодействия двух разных полей тяготения — Земли и Солнца; второе из этих полей тяготения мы раньше вовсе не учитывали. В конечном же случае минимальная суммарная скорость, теоретически необходимая для достижения Меркурия при промежуточной остановке на межпланетной станции, непрерывно увеличивается с возрастанием радиуса орбиты станции, а не проходит через максимальное значение, как это имело место тогда, когда мы требовали от ракеты только достижения ею параболической скорости (табл. 51).

Заметим, что при взлете с искусственного спутника физические условия на борту космического корабля будут совершенно иными, чем во время взлета с поверхности Земли. Так, например,astronautы смогут без усилия стоять, свободно передвигаться. Их вес, обусловленный исключительно силой тяги малоомощного ракетного двигателя, будет незначителен (см. стр. 148).

Приведем, конкретный проект использования искусственного спутника в качестве межпланетной станции.

Таблица 51

Зависимость минимальной суммарной скорости, теоретически необходимой для достижения Меркурия в случае промежуточной остановки на межпланетной станции, от радиуса орбиты станции

Радиус орбиты межпланетной станции в радиусах Земли	Скорость отлета ракеты с межпланетной станции относительно Земли ¹⁾	Скорость отлета с межпланетной станции по отношению к самой станции ¹⁾	Минимальная суммарная скорость, теоретически необходимая для достижения Меркурия при остановке на межпланетной станции ¹⁾	Отношение предыдущей величины к необходимой скорости в случае отлета с поверхности Земли
1	1,732	0,732	1,732	100,0
1,1	1,679	0,726	1,770	102,2
1,3	1,593	0,716	1,825	105,4
1,5	1,528	0,712	1,867	107,8
1,7	1,475	0,708	1,896	109,5
2	1,414	0,707	1,932	111,5
2,5	1,342	0,710	1,975	114,0
4	1,225	0,725	2,048	118,2
7	1,131	0,753	2,116	122,2
10	1,095	0,779	2,157	124,5
30	1,033	0,850	2,252	130,0
50	1,020	0,879	2,286	132,0

По комплексному проекту Брауна, разработанному в 1952 г., с искусственного спутника, движущегося на высоте 1730 километров (см. стр. 131—132), отправляются на Марс по полуэллиптической траектории (расчеты выполнены для среднего расстояния Марса от Земли) 10 кораблей с экипажем всего в 70 человек. Через 260 дней в афелии (наиболее отдаленной от Солнца точке траектории) корабли, попав в сферу притяжения Марса, тормозят с помощью ракетных двигателей свое движение и превращаются в искусственные спутники этой планеты. Три специальных небольших посадочных аппарата с частью экипажа спускаются на Марс планирующим полетом, а затем при помощи двух ракет возвращаются обратно на искусственные спутники Марса. Спустя 2 года 239 суток с момента вылета с Земли экспедиция возвращается на нашу планету в семи ракетах, совершив предварительную остановку на межпланетной станции. Приземление совершается на космических планерах. Возвращение на Землю, как и полет на Марс, совершается по полуэллиптической траектории и продолжается 260 суток. Для подготовки описанной экспедиции на Марс требуется предварительно перебросить с поверхности Земли на искусственный спутник 37 200 тонн полезного груза с помощью 950 пересылочных орбитальных ракет.

¹⁾ В качестве единицы скорости принята нулевая круговая скорость, равная 7912 метрам в секунду.

В 1956 г. тот же автор предложил вариант экспедиции на Марс менее грандиозного масштаба. Все основные данные траекторий полета и возвращения, а также орбит искусственных спутников остаются здесь прежними, но на межпланетную станцию перебрасывается в десять раз меньший груз, чем в предыдущем проекте. При этом если пересылочные орбитальные ракеты (меньших размеров, чем в первом проекте) отправлять на спутник Земли каждые 12 часов, то для необходимых 400 перелетов потребовалось бы около 7 месяцев.

Экспедиция рассчитана на 12 астронавтов. Дневной рацион продуктов питания на человека составляет 1,20 килограмма, кислорода — 1,24 килограмма, питьевой воды — 2,0 килограмма. Из этого количества воды 1,5 килограмма ежедневно испаряется в микроатмосферу. После извлечения этой воды из микроатмосферы с помощью специальной установки она используется для внешнего потребления (мытьё, стирка и т. д.). Общее количество кораблей, участвующих в экспедиции после старта с межпланетной станции, сокращается до двух, причем один из них представляет собой автоматически управляемую грузовую ракету, которая на Землю не возвращается. Каждый корабль имеет начальный вес 1700 тонн, из которых 1246 тонн составляет топливо, и снабжен 12 ракетными двигателями, каждый силой тяги в 30 тонн. Таким образом, общая тяга двигателей (360 тонн) почти в пять раз меньше стартового веса ракеты, вследствие чего в момент отлета с межпланетной станции на борту корабля ощущается сила тяжести, в пять раз меньшая, чем на поверхности Земли. Скорость ракеты, которая в момент старта была равна скорости самой межпланетной станции, то есть 7,07 километра в секунду, доводится постепенно до 9,64 километра в секунду. За это время (время работы двигателя) расстояние ракеты от центра Земли увеличивается с 1730 до 3170 километров. По мере расхода топлива ощущаемая на борту корабля сила тяжести будет непрерывно увеличиваться и составит к концу работы двигателя почти $\frac{4}{5}$ нормального веса на поверхности Земли. Далее до самого Марса, корабль будет двигаться при выключенном двигателе, а астронавты будут находиться в условиях невесомости.

Достигнув Марса, космические корабли превращаются (как и в предыдущем проекте) в искусственные спутники этой планеты. При этом ввиду того, что еще при отлете со спутника Земли масса каждого корабля значительно уменьшится из-за большого расхода топлива, необходимость при приближении к Марсу в совместной работе 12 двигателей отпадет и достаточно будет привести в действие только 6 двигателей. После перехода на круговую орбиту вес каждой ракеты составит 198 тонн. С одного из кораблей, превратившихся в искусственный спутник Марса, на поверхность планеты спускаются с помощью планера 9 астронавтов, трое же остаются на спутнике-базе. Вес планера в момент отделения от базы оценивается в 161 тонну, из которых 11 тонн составляет топливо, расходуемое для сбрасывания планера со спутника. Этот планер на высоте

155 километров от поверхности Марса погрузится в его атмосферу. На поверхности Марса и на упоминавшейся круговой орбите астронавты оставят все бытовые установки, научно-исследовательскую аппаратуру и грузовую ракету, чтобы унести с собой при возвращении лишь собранные на Марсе научные материалы, вес которых оценивается в 5 тонн. В момент старта в обратный рейс с круговой орбиты вокруг Марса корабль с 12 астронавтами имеет вес 215,4 тонны. Из оставшегося топлива 117,3 тонны используются для перехода на полуэллиптическую траекторию, соединяющую Марс с Землей, а 46,6 тонны — для перехода на круговую орбиту вокруг Земли, имеющую радиус в 90 000 километров. После окончательного выключения двигателя, когда будет израсходовано все топливо, сухой вес ¹⁾ ракеты, включая полезный груз, составит около 35 тонн. Таким образом, вес ракеты, перешедшей на круговую орбиту вокруг Земли, составит около 2 процентов веса ракеты, стартовавшей с межпланетной станции.

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 торможения при спуске межпланетного корабля на ее поверхность, а затем для взлета. Пусть, например, направляется экспедиция на Марс. Расчет показывает, что если использовать в качестве пересадочной станции искусственный спутник, расположенный на небольшом расстоянии от Земли, то в общей сложности при перелете с Земли на станцию и со станции на Марс космическому кораблю придется развить меньшую суммарную скорость (и, следовательно, затратить меньше топлива), чем для одного только перелета на Луну. Использование Луны как межпланетной станции имело бы некоторый смысл лишь в том случае, если бы на Луне было найдено особенно высококачественное топливо и конструктивные материалы.

Итак, 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 нескольких естественных спутников, которые расположены ближе к Земле, чем единст-

¹⁾ Сухим весом ракеты называется вес жидкостной ракеты без топлива.

венный известный нам спутник Луна, но до настоящего времени остаются незамеченными? Ведь некоторые планеты имеют не один, а несколько спутников. Например, Юпитер имеет 12, а Сатурн — 9 спутников. Размеры многих спутников других планет весьма малы: диаметры спутников Марса — Фобоса и Деймоса — равны соответственно 14 и 8 километрам, а поперечники некоторых других спутников из-за их малости даже не удалось еще определить. Второй естественный спутник Земли, даже если бы он и был чрезвычайно мал, представлял бы собой серьезную опору на пути проникновения человека в мировое пространство. Открытие подобного спутника (или нескольких таких спутников) значительно облегчило бы решение задачи полета на Луну и на планеты, сделав излишним сооружение искусственного спутника. На естественном 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 столь маленький спутник нельзя уловить в обычный телескоп, тем более, если он расположен вблизи Земли. Более того при достаточной близости к Земле он может не оставлять следов на фотопластинке из-за слишком короткой экспозиции. Кроме того, такой спутник, попадая в тень Земли, не светился бы, 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, который в 1930 г. открыл планету Плутон.

С этой же целью обнаружения естественных спутников Земли в обсерватории Лоуэлла в США в течение трех лет небо «прочесывалось» специальным высокочувствительным телескопом. Затем в 1955 г. этот же телескоп был установлен в городе Кито (Эквадор), находящемся почти на экваторе, где и продолжают пока тщетные поиски.

Разработанные в последнее время методы и аппаратура для наблюдения искусственных спутников позволят окончательно решить вопрос о существовании других естественных спутников Земли.

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

На конференции по вопросам ракетной техники и астронавтики, происходившей в Варшаве в 1957 г., Гайслер и Паньков (Польша) предложили произвести преобразование астероида Гермес в спутник Земли. Гермес — малая планета, движущаяся по орбите всего

на 29 процентов более удаленной от Солнца, чем Земля, и иногда приближается к нашей планете на расстояние в 600 тысяч километров, что всего в полтора раза больше расстояния до Луны. Авторы предложения считают, что путем применения термоядерной энергии ряд астероидов можно было бы заставить вращаться вокруг Земли и использовать их главным образом в качестве межпланетных станций.

Для astronautики большой интерес представляют также естественные межпланетные станции других тел солнечной системы. Так, например, путешествию на Марс со спуском на его поверхность будут, очевидно, предшествовать разведывательные полеты вокруг этой планеты (аналогично, видимо, будет обстоять дело и с полетом на Луну). Для этой цели ракетные корабли превратятся на время в искусственные спутники Марса. В самом деле, посадка на планету с последующим взлетом будет на первых порах сопряжена с огромными трудностями, тем более, что все топливо, необходимое для возвращения, придется привозить с собой с Земли.

Межпланетные ракеты смогут также спуститься на уже упоминавшиеся спутники Марса — Фобос и Деймос, откуда можно будет производить продолжительные исследования поверхности Марса. Деймос находится в 23 тысячах километров от Марса, что в 17 раз ближе, чем расстояние Луны от Земли, а Фобос обращается на высоте 9 тысяч километров над поверхностью Марса. Оба спутника очень быстро движутся вокруг планеты: Фобос совершает одно обращение примерно за 8 часов, а Деймос — за 30 часов. Размеры и массы этих небесных тел невелики, сила их тяготения ничтожна; поэтому спуск на эти спутники, а затем взлет с них представляет собой более легкую задачу, чем посещение самого Марса.

Однако использование Фобоса и Деймоса в качестве естественных межпланетных станций таит в себе немало опасностей, поскольку их поверхность, по-видимому, расчленена и неровна, а поверхностные породы могут оказаться весьма ломкими (Канни, Ордуэй).

4. На заре эры межпланетных полетов

Мечта о создании искусственного небесного тела осуществилась.

Опираясь на законы движения небесных тел и на другие законы природы, используя все возможности современной науки и техники, советские люди построили и запустили первые искусственные спутники Земли. Человечество вступило в эру межпланетных полетов.

Законы природы благоприятствуют развитию astronautики. В отличие от авиации, где новые рекорды высоты требуют относительно все больших и больших усилий и ограничены пределами атмосферы, в astronautике потолок ракет ничем не ограничен и последовательные приращения скорости на одну и ту же величину поднимают его на все большие расстояния. Благодаря этому даже с межпланетной станции, обращающейся, например, на высоте всего нескольких сот километров, достаточно сообщить

ракете скорость 3—4 километра в секунду (то есть в два с лишним раза меньше суммарной скорости, развитой орбитальной ракетой), чтобы она достигла Луны и ближайших планет.

Поэтому посылка автоматических ракет на ближайшие небесные тела может быть осуществлена уже в наши дни.

Уже первый искусственный спутник показал, что метеорная опасность не представляет непреодолимого препятствия для астронавтов. Второй, по всей вероятности, докажет нам еще, что вредные ультрафиолетовые излучения Солнца могут полностью поглощаться обшивкой спутника, не допуская их воздействия на живой организм (что касается угрозы, подстерегающей астронавтов со стороны космических лучей, то вопрос пока остается открытым).

Опыт, полученный с запуском второго спутника, позволяет также надеяться, что и человек сможет переправиться на искусственный спутник. Другое дело, что, видимо, от этого шага нас отделяет еще значительный промежуток времени. Прежде чем его совершить, следовало бы иметь полную уверенность в возможности безвредного возвращения человека на Землю. А вопросы торможения таких больших скоростей, как та, которой будет обладать ракета при возвращении, требуют еще дополнительных исследований. Над решением этих вопросов трудятся сейчас специалисты самых различных областей науки и техники.

Дальнейшее развитие астронавтики откроет перед человечеством все новые и новые тайны вселенной.

Сооружение искусственных спутников затрагивает также ряд международных правовых и политических вопросов. Но 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 разрушения и войны, а на благо человечества, когда будет обеспечено мирное сотрудничество между народами, все спорные вопросы и в этой области смогут быть разрешены. Тогда и для астронавтики откроются величайшие возможности.

Астронавтика может и должна стать звеном в укреплении международного сотрудничества.

ПРИЛОЖЕНИЕ

1. РАСПРОСТРАНЕНИЕ ИДЕЙ АСТРОНАВТИКИ

Астронавтические общества и их деятельность. Идеи космических полетов очень популярны во всех странах мира.

В нашей стране, начиная с 1924 года, возникают кружки и общества, ставящие своей целью исследование проблем реактивного движения и объединение усилий всех интересующихся этой отраслью знаний. В 1931 году в Москве и Ленинграде были организованы группы по изучению реактивных двигателей. Деятельность этих групп была направлена на решение вопросов конструкции ракет и теоретическую разработку вопросов реактивного движения. В выходящих с 1935 по 1938 год в Москве сборниках «Реактивное движение» и «Ракетная техника» освещались также вопросы астронавтики.

В 1954 году при Центральном аэроклубе СССР имени В. П. Чкалова в Москве была создана секция астронавтики, ставящая своей целью содействовать осуществлению межпланетных полетов в мирных целях. В том же году при Астрономическом совете Академии наук СССР была образована междоветовственная комиссия по межпланетным сообщениям. Многие вопросы, от решения которых зависит дальнейшее развитие астронавтики, изучаются также в астронавтических кружках, организованных в высших учебных заведениях Москвы, Ленинграда, Киева, Харькова и других городов.

Германское «Общество по исследованию вселенной» было основано в 1927 году. В течение трех лет (до конца 1929 года) обществом периодически издавался журнал по вопросам межпланетных сообщений «Ди ракейте». С приходом к власти гитлеровцев общество прекратило свое существование. Экспериментальные работы, проведенные этим обществом, закончились созданием военной ракеты «Фау-2», служившей впоследствии и для научных исследований.

В 1948 году в Западной Германии под старым названием было основано новое общество, насчитывавшее уже в 1956 году 1000 членов. Начиная с 1950 года, Общество издает кварталный журнал «Вельтраумфарт» («Полет в мировое пространство») и сборники по вопросам астронавтики.

Во Франции при Астрономическом обществе в 1928 году был организован Комитет астронавтики, просуществовавший до второй мировой войны. Основанное после войны французское астронавтическое общество выпустило несколько номеров журнала «Ль'астронеф» («Космический корабль»), организовало астронавтические выставки, лекции и т. д.

Американское межпланетное общество было основано в Нью-Йорке в 1930 году. В 1934 году оно было переименовано в Американское ракетное общество. Первые летные испытания жидкостной ракеты, построенной этим обществом, состоялись в 1933 году. По данным на 1956 год общество насчитывает около 4000 членов, являясь, таким образом, крупнейшим в мире. Начиная с 1936 года, общество издает (с перерывами) журнал по ракетной технике и астронавтике. В рамках Американского ракетного общества работает Комитет по вопросам космического полета, который, кстати, сыграл немалую роль в организации первых американских работ по созданию проекта искусственного спутника Земли.

Кроме центрального, в США имеется еще несколько ракетных и астронавтических обществ, насчитывающих в общей сложности по данным на 1956 год несколько сот членов. Некоторые из этих обществ, как, например, Пенсильванское, располагают стендами для испытания жидкостных ракет. Другие (например, Филадельфийское ракетное общество) имеют полигоны, где производятся опыты с пороховыми ракетами.

Австрийское ракетное общество, основанное в 1931 году в Инсбруке, возобновило свою деятельность в 1950 году (примерно 150 членов в 1956 году). До этого с 1926 по 1930 год в Вене существовало «Общество для исследования высот».

Английское межпланетное общество, основанное в 1933 году в Ливерпуле, было в 1937 году перенесено в Лондон. В военное время деятельность небольшого английского астронавтических групп была разрознена и частично прервана. Широкую известность получил выпускаемый обществом «Журнал британского межпланетного общества». До 1957 года вышло свыше 70 номеров журнала. В 1956 году общество насчитывало свыше 2800 членов.

Польское астронавтическое общество, основанное в начале 1956 года, является научным обществом численностью в 400 человек, оно имеет и секцию популяризации. В состав общества входят 4 периферийных отдела. С 1956 года вопросы астронавтики разрабатываются группой специалистов в системе Польской Академии наук («Працownia astronautyczna», Варшава). В некоторых высших учебных заведениях читаются лекции по отдельным разделам астронавтики.

Астронавтические или ракетные общества имеются в Японии (768 чл.), Аргентине (600 чл.), Италии (270 чл.), Бразилии (213 чл.), Голландии (180 чл.), Югославии (120 чл.), Испании (120 чл.), Швеции (108 чл.), Южно-Африканском Союзе (99 чл.), Франции (72 чл.), Норвегии (70 чл.), Египте (63 чл.), Швейцарии (63 чл.),

Чили (50 чл.), Дании (45 чл.)¹⁾, а также в Австралии, Израиле, Канаде и Чехословакии. В 1956 году в стадии организации находились астронавтические общества в Греции, Мексике и Турции.

Международные астронавтические конгрессы и Международная астронавтическая федерация. Первый международный астронавтический конгресс состоялся в Париже в 1950 году. В нем приняли участие астронавтические общества восьми стран (Австрии, Англии, Аргентины, ФРГ, Дании, Испании, Франции, Швейцарии). На конгрессе был прочитан ряд лекций и проведена подготовительная работа по организации Международной астронавтической федерации.

На Втором международном астронавтическом конгрессе, состоявшемся годом позже в Лондоне, делегаты представляли пятнадцать обществ из десяти стран, в том числе из Италии, США и Швеции, не присутствовавших на Первом конгрессе.

Работы конгресса были посвящены научным проблемам и вопросам пропаганды. Была создана Международная астронавтическая федерация с центром в Бадене (Швейцария), насчитывавшая первоначально около 4400 членов. Первым председателем Международной астронавтической федерации был избран Е. Зенгер, секретарем — И. Штеммер.

Международная астронавтическая федерация ставит своей целью способствовать техническим и научным исследованиям в области астронавтики в мирных целях; производить обмен мнениями между членами федерации; информировать общественность через печать, радио, кино о возможностях и перспективах астронавтики; бороться с утопическими и сенсационными публикациями о межпланетных полетах.

На Третьем международном астронавтическом конгрессе, происходившем в Штуттгарте (ФРГ) в 1952 году, был заслушан отчет об опытах вертикального взлета экипажа на ракетном истребителе «Наттер», доклады об ощущениях в условиях невесомости, об излучениях в мировом пространстве, о химических, экономических и юридических проблемах космического полета и т. д. Всего делегатами от четырнадцати стран было прочитано 26 докладов.

Во время Четвертого международного астронавтического конгресса, происходившего в 1953 году в Цюрихе, работали комитеты по вопросам теории орбит космических кораблей и методов управления и контроля, по вопросам ракет и топлива, по вопросам космической навигации, а также комитет по проблемам атомной энергии. В конгрессе участвовало более двухсот ученых из девятнадцати стран; было прочитано 33 доклада, в которых освещались вопросы сооружения искусственных спутников, вопросы выбора топлива и строительных материалов для космических кораблей, переливания топлива в полете, использования солнечной энергии в межпланетном пространстве, межпланетной радиолокации, приборостроения, об-

¹⁾ Данные о численности обществ относятся к 1956 году.

суждались также методы расчета траекторий, ориентации в условиях невесомости, способы записи пути, пройденного кораблем, вопросы устройства счетных машин для целей астронавтики, результаты опытов по влиянию перегрузки и отсутствия тяжести на животных и человека и др. На конгрессе поднимался вопрос о необходимости координации теоретических и практических работ в области астронавтики и ракетной техники, в особенности вопрос сотрудничества между астронавтическими и ракетными обществами.

На Пятом международном астронавтическом конгрессе, происходившем в Инсбруке (Австрия) в 1954 году, принимали участие представители 18 обществ, насчитывавших примерно 8000 членов. В члены Международной астронавтической федерации были приняты Бразилия, Египет и Япония.

На конгрессе было прочитано около 30 докладов: о двигателях ракет и космических кораблей, о конструкции космических ракет, в частности многоступенчатых, об управлении ракетами в воздухе и в безвоздушном пространстве, о биологии космического полета, о межпланетном праве и др.

Было решено выпускать официальный орган Международной астронавтической федерации «Астронаутика акта» (начал выходить в 1955 году) и издать ряд работ.

Шестой международный астронавтический конгресс состоялся в Копенгагене (Дания) в 1955 году. Конгресс был в основном посвящен обсуждению вопросов, связанных с созданием искусственного спутника Земли. В качестве наблюдателей от Советского Союза на конгрессе присутствовали Л. И. Седов и К. Ф. Огородников.

Седьмой конгресс, происходивший в Риме в 1956 году, был организован по поручению Международной астронавтической федерации Итальянским ракетным обществом. На конгрессе присутствовало 400 делегатов — членов астронавтических обществ, научно-исследовательских институтов, а также представителей крупных промышленных кругов, главным образом американских.

Заседания происходили во Дворце конгрессов, в 15 километрах от Рима, где среди других экспонатов была выставлена ракета «Аэробии». Все доклады транслировались одновременно на 4 языках. Ежедневно демонстрировались цветные фильмы о работах ракетных институтов, поведении подопытных животных в полете и т. п. На экране демонстрировалась также кабина самолета с пилотом во время свободного падения.

Первый день работы конгресса был посвящен проблеме запуска искусственных спутников Земли [доклады Роботти, Романи (Италия) и др.]. Клемперер и Бейлер (США) в своих сообщениях рассматривали вопросы либрации искусственных спутников. Найк (США) сделал сообщение о влиянии сжатия земного шара на орбиту искусственного спутника. Зингер (США) предложил метод расчета равновесной температуры искусственного спутника. Ряд докладов был посвящен вопросам горения и ракетных топлив. Саймонс (Нью-Мексико, США) доложил о результатах многолетних исследований

действия космических лучей и невесомости на мелких животных, которых поднимали на высотных ракетах и воздушных шарах. О физиопатологии ракетных полетов говорил также Ломонако (Италия). Ромик (США) представил проект большого обитаемого искусственного спутника Земли. Букхайм (США) изложил теорию искусственного спутника Луны. Уиппл (США) посвятил свое выступление организации международных коллективов для наблюдения за искусственными спутниками (затем этот вопрос согласовывался в Нью-Дели между Международной астронавтической федерацией и представителями организаторов Международного геофизического года). Крокко (Италия) представил доклад о возможности годичного беспосадочного полета поэллиптической траектории, пересекающей орбиты Марса и Венеры. Заранкевич, председатель Польского астронавтического общества, прочитал доклад математического характера. Один из старейших польских астрономов Гадомский представил разработанные им календари для космических кораблей, Луны, Марса и Венеры. Кокка (Аргентина) и Хейли (США) докладывали о правовых вопросах, связанных с астронавтикой. При этом подчеркивалось, что воздушное право не может распространяться на сверхатмосферное пространство. Всего на конгрессе было прочитано 45 докладов. Четвертая часть прочитанных докладов непосредственно касалась искусственных спутников Земли.

В Международную астронавтическую федерацию были приняты Советский Союз, Польская Народная Республика, а также вновь (вторично) организованное Французское астронавтическое общество. Таким образом, в 1956 г. членами федерации являлись 24 астронавтических общества из 21 страны, насчитывающие в общей сложности 12 000 членов. Председателем Международной астронавтической федерации на место уже двукратно избиравшегося Дюрана (США) был избран председатель Британского межпланетного общества Шеферд. Генеральным секретарем переизбран председатель Швейцарского астронавтического общества Штеммер.

Восьмой международный астронавтический конгресс состоялся в октябре 1957 года в Барселоне (Испания). Девятый международный астронавтический конгресс решено провести в Амстердаме (Голландия) в 1958 году.

Съезды и конференции. Значительную роль в развитии астронавтики играют также часто созываемые в разных странах съезды и конференции по ракетному делу, по исследованию верхних слоев атмосферы, по разным астрономическим и астрофизическим вопросам с участием специалистов многих стран. Например, в начале 1956 года в Фройденштадте (ФРГ) происходила Международная конференция по физике реактивного движения. Летом того же года Международное совещание специалистов по ракетной технике состоялось в Риме. Несколько раньше в Анн-Арбор (штат Мичиган, США), на десятой годичной конференции Комитета по ракетным исследованиям атмосферы было прочитано около 40 докладов об областях применения искусственных спутников. В Оксфорде (Англия) под покровом

вительством Лондонского Королевского общества происходила конференция по вопросам исследования высоких слоев атмосферы, в частности с помощью искусственных спутников. В 1956 году в Нью-Йорке Институтом радионженеров и другими учреждениями также были организованы симпозиумы, посвященные искусственным спутникам. В этом же году в Институте Франклина в Филадельфии (США) проходил симпозиум по вопросам использования искусственных спутников Земли для научно-исследовательских целей.

В конце 1956 года в Париже состоялся Международный конгресс по ракетам и управляемым снарядам. В мае 1957 года в Варшаве проводилась Конференция по ракетной технике и астронавтике.

В сентябре 1957 г. Академией наук СССР проводилась в Москве научно-техническая конференция, посвященная развитию идей К. Э. Циолковского в области теории и практики реактивного движения и освоения космического пространства. На конференции было заслушано десять докладов, в том числе о полете животных на ракете в верхних слоях атмосферы, об определении времени существования искусственных спутников Земли, об исследовании условий спуска с искусственного спутника на Землю.

2. КОМУ ПРИНАДЛЕЖИТ СВЕРХАТМОСФЕРНОЕ ПРОСТРАНСТВО

Одним из симптомов наступившей 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.

В Институте международного воздушного права при университете в Монреале (Канада) на эту тему читается особый курс, представляющий собой составную часть учебной программы. Имеются юристы, которые заранее пытаются защищать «права» определенных кругов на межпланетное пространство, на Луну или соседнюю планету. Другие, наоборот, руководствуются соображениями миролюбия и гуманности. Еще свыше четверти века тому назад немецкий автор Мандль написал книгу под названием «Пространственное право». На Международных астронавтических конгрессах правовые вопросы космических полетов обсуждались председателем Американского ракетного общества Хейли, заместителем генерального секретаря Организации Объединенных Наций Шляхтером и другими. В апреле 1956 года Американское общество международного права посвятило специальное заседание вопросам заатмосферного пространства.

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

Развитие астронавтики, 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 80-й 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?

Такие пересекаемые экватором страны, как Индонезия, Бразилия, Колумбия и другие, могли бы построить спутники, висящие «неподвижно» 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). Хорсфорд (Великобритания) придерживается мнения, что с правовой точки зрения сверхатмосферное пространство следует приравнять открытому морю, по которому могут плавать корабли под разными флагами. 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 свободны 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 (Крель, Франция) или недостаточно ясно определенное самим автором «максимальное расстояние, с которого тело еще падает на территорию данного государства» (Купер).

Астронавтика, конечно, будет развиваться, несмотря на все эти юридические затруднения. Однако, если не принять соответствующих мер, ее развитие наряду с бесчисленными благами может причинить огромные разрушения.

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

Выработкой международных норм в области астронавтики и испытаний сверхдальних ракет, по мнению 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, применять 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.
