



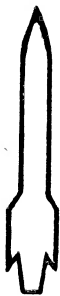
А.П. СЕНЧЕНКОВ



**АТОМНЫЕ  
РАКЕТЫ  
И ПРОБЛЕМЫ  
ОСВОЕНИЯ  
КОСМОСА**

**АТОМИЗДАТ**

А.П.СЕНЧЕНКОВ



**АТОМНЫЕ  
РАКЕТЫ  
И ПРОБЛЕМЫ  
ОСВОЕНИЯ  
КОСМОСА**

Научно-популярный  
очерк



**АТОМИЗДАТ  
МОСКВА • 1964**

## ПРЕДИСЛОВИЕ АВТОРА

Победа человека над силой земного тяготения является крупнейшим достижением нашей эпохи. Советский Союз одержал эту победу, опираясь на последние достижения науки и техники, на мощь социалистической индустрии. Советские ученые, инженеры, рабочие открыли эру изучения космического пространства, но большинство загадок космоса еще ждет своих исследователей. Вселенная бесконечна, и ее изучение будет делом многих поколений.

Предлагаемая читателю книга знакомит с основными вопросами конструирования атомных космических ракет. Написана она по материалам зарубежной печати. Работая над книгой, автор не стремился перечислить и описать все многочисленные проекты, опубликованные за рубежом, считая основной своей задачей изложение в возможно более доступной форме научных основ атомной космической энергетики. Космическая техника собирает в себе, как в фокусе, все достижения научно-технической мысли, и некоторые из затронутых в книге вопросов невозможно было изложить, не прибегая к языку математики. Автор стремился не перегружать книгу вычислениями, но там, где без них нельзя было обойтись, упрощал их до предела, чтобы не заслонить ими физического смысла явлений.

Освоение космоса — это закономерный процесс познания человеком окружающего мира. Поэтому невоз-

можно обойти вопросы, связанные с влиянием космических исследований на жизнь человеческого общества.

Автор не мог также не коснуться другой стороны вопроса о космических полетах: возможности посещения Земли астронавтами внеземной цивилизации. Этот вопрос заслуживает обсуждения еще и потому, что он стал объектом для всякого рода псевдонаучных спекуляций.

---





*Человек ходил на четырех,  
Но его понятливые внуки  
Отказались от передних ног,  
Постепенно превратив их в руки.  
Ни один из нас бы не взлетел,  
Покидая Землю, в поднебесье,  
Если б отказаться не хотел  
От запасов лишних равновесья.*

С. Маршак

## Введение

**Н**ачало космической эры навсегда останется одной из замечательных страниц истории человечества. Никогда не будет забыт подвиг советских людей, пославших в космос 4 октября 1957 г. первое творение человеческих рук. Полеты наших космонавтов доказали возможность длительного пребывания человека в космосе и реальность древней мечты людей о полете к далеким мирам.

Огромные современные ракеты способны освободить от действия земного притяжения около одной тонны полезного груза, как это показал запуск наших автоматических межпланетных станций к Венере и Марсу. Тонна груза — это очень много, если оглянуться назад: ведь первый советский искусственный спутник весил всего 83,6 кг, и он не был еще полностью освобожден от притяжения Земли. Но, заглядывая в недалекое будущее и оценивая потребности даже самых первых космических

экспедиций с участием человека, нельзя не видеть, что мощность современных ракет должна быть увеличена во много раз.

### Масштабы космических ракет

Ракета расходует горючее всегда, когда требуется изменить величину или направление скорости или преодолеть сопротивление среды. Поэтому общая потребность ракеты в топливе определяется так называемой характеристической скоростью маршрута, т. е. скоростью, которую ракета приобрела бы, затратив то же самое количество топлива при ускорении в безвоздушном пространстве и в отсутствие полей тяготения небесных тел.

Характеристическая скорость выведения искусственного спутника Земли на околоземную орбиту составляет приблизительно 10 км/сек. Она складывается из его скорости на орбите 8 км/сек и приблизительно 2 км/сек, теряемых на трение в атмосфере, преодоление земного тяготения, особенно во время вертикального старта, и изменение направления ускорения на 90° в процессе разгона.

Характеристическая скорость, необходимая для совершения полета на Луну с возвращением на Землю, согласно минимальной оценке Г. Оберта, составляет 19,23 км/сек\*. При этом предполагается, что скорость возвращающейся с Луны ракеты, равная 10,5 км/сек, будет погашена только одним торможением в атмосфере. Для вычисления стартового веса лунной ракеты воспользуемся известной формулой К. Э. Циолковского

$$v_p = v_{отбр} \ln \frac{m_n}{m_k},$$

где  $v_p$  — характеристическая скорость ракеты;  $v_{отбр}$  — скорость истечения отбрасываемой массы;  $m_n$  — полная

---

\* Эта скорость распределяется по этапам полета следующим образом: 10,5 км/сек — скорость отлета с Земли; 0,7 км/сек — потери на первом активном участке; 3,077 км/сек — торможение при посадке на Луну; 0,873 км/сек — потери во время торможения и плавной посадки; 3,077 км/сек — отлет с поверхности Луны; 0,003 км/сек — потери при взлете с лунной поверхности; 1,000 км/сек — потери на коррекцию траектории.

начальная масса ракеты с горючим;  $m_k$  — полная конечная масса ракеты с оставшимся горючим в любой момент времени после старта, в том числе в момент окончания работы двигателей.

Если принять скорость истечения равной 3 км/сек (это несколько больше, чем у современных американских ракет), то получим следующий результат: чтобы посадить на поверхность Луны и затем вернуть к Земле космический корабль весом в 4 т, потребуется ракета, весящая 2400 т!

Для организации лунной экспедиции в составе 80—100 человек, согласно проекту известного американского специалиста В. Брауна, потребуется запустить с Земли десятки ракет общим стартовым весом более двух миллионов тонн. Многие из читателей, вероятно, обратят внимание на то, что здесь никак не учитывается многоступенчатость современных ракет, как не принимается во внимание и предложенная еще К. Э. Циолковским идея организации искусственной межпланетной станции. Однако нужно сказать, что упрощение межпланетных полетов путем использования многоступенчатых ракет или с помощью организации промежуточных станций хотя и очень важно, но носит чисто технический характер. Мы просто не в состоянии построить ракету весом 2400 т, у которой вес двигателей, насосов, баков и прочего оборудования был бы меньше четырех тонн, как этого требует формула Циолковского, поэтому нам придется построить многоступенчатую ракету, технические преимущества которой общеизвестны. Полет любой ракеты описывается уравнением К. Э. Циолковского, и поэтому распространенное мнение о том, что с помощью многоступенчатой конструкции ракеты или создания искусственной межпланетной станции можно уменьшить общий вес стартующих с Земли ракет, неверно. Вес ракет определяется почти исключительно тремя «китами» реактивного движения: конечной (полетной) массой, прибывающей в пункт назначения (обратно на Землю), характеристической скоростью перелета, включая различные потери, и скоростью истечения топлива из реактивного двигателя ракеты.

Всевозможные технические параметры полета — общее число ракет, число ступеней в каждой ракете, высота орбиты искусственной станции — хотя и очень важны

и составляют основу большинства описаний проектов межпланетных экспедиций, но изменить теорию реактивного движения они, конечно, не могут.

### Основные физические соотношения

Действие закона всемирного тяготения приводит к тому, что область вблизи всякого массивного тела представляет собой гравитационную «потенциальную яму»\*. В частном случае Земли эта потенциальная яма имеет

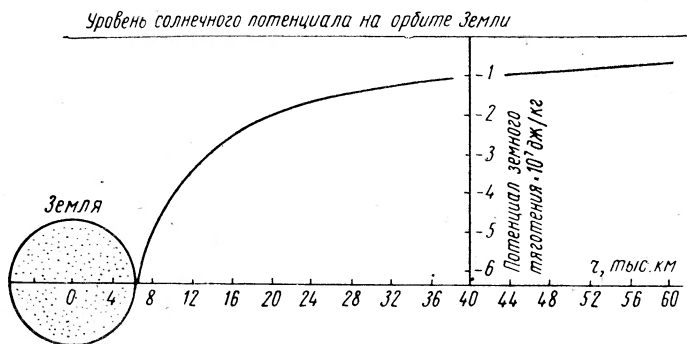


Рис. 1. «Потенциальная яма» земного тяготения.

вид, изображенный на рис. 1. Гравитационный потенциал солнечной системы изображен на рис. 2.

Чтобы удалить массу в 1 кг из сферы действия земного (но не солнечного) притяжения хотя бы с нулевой скоростью, мы должны сообщить этой массе энергию, равную  $6,25 \cdot 10^7$  Дж. Этого можно достичь, если сообщить массе на уровне моря скорость в 11,2 км/сек. Эта цель может быть достигнута и в том случае, если на одном из полюсов (для исключения центробежных эффектов) построить башню высотой 6000 км, поднять на лифте массу в 1 кг на эту башню, а затем сообщить ей скорость уже в 8,0 км/сек.

Между прочим, при таком энергетическом рассмотрении вопроса становится очевидным следующий инте-

\* Подобно тому как шарик скатывается в углубление, где его потенциальная энергия минимальна, всякое тело будет стремиться занять в «потенциальной яме» наинизший уровень. Отсюда и происходит название ямы.

ресный парадокс: если сообщить телу на уровне Земли скорость не 11,2, а 12 км/сек, то, казалось бы, удалившись от Земли, тело унесет с собой избыток скорости запуска над скоростью освобождения, равный 0,8 км/сек. Но в действительности тело унесет с собой не избыток скорости, а избыток энергии, равный  $0,92 \cdot 10^7$  дж, и

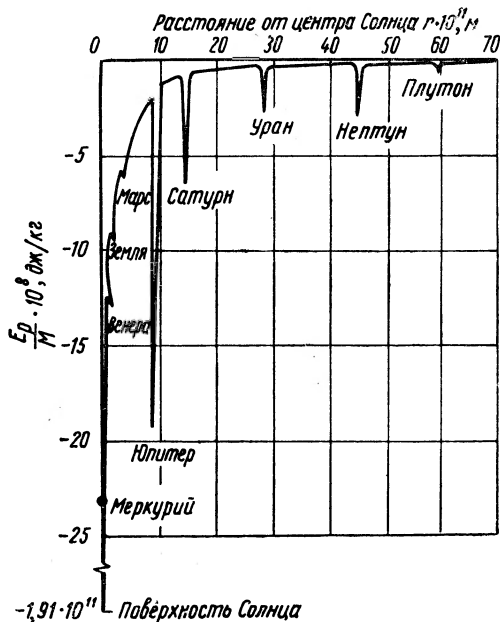


Рис. 2. Гравитационный потенциал солнечной системы.

тело, запущенное с поверхности Земли со скоростью 12 км/сек, будет удаляться от нее, выйдя из-под влияния земного притяжения, со скоростью не 0,8, а 2,8 км/сек. На рис. 3 показана зависимость скорости спутника на круговой орбите, а также периода обращения спутника и скорости освобождения от высоты над поверхностью Земли.

Если мы построим на полюсе Земли башню высотой 38 тыс. км, то для подъема на ее вершину 1 кг массы нам придется затратить  $5,3 \cdot 10^7$  дж энергии. При этом груз, предоставленный самому себе, вновь упадет на

Землю, так как сообщенной ему энергии окажется недостаточно для освобождения от притяжения Земли. Но если мы построим ту же башню на экваторе, то действие центробежной силы, вычитаемой из веса тела и все возрастающей по мере его удаления от Земли, приведет к тому, что мы затратим на подъем груза на вершину

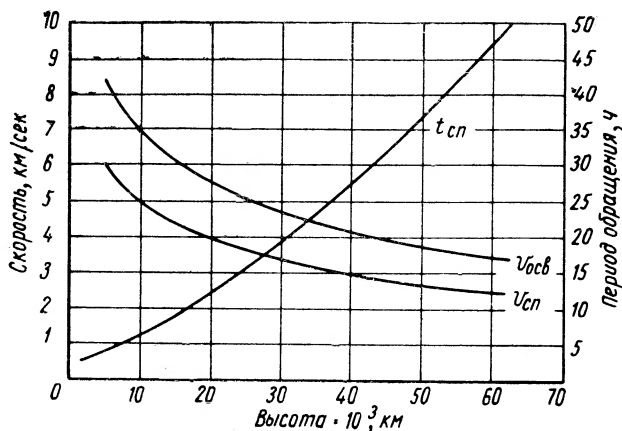


Рис. 3. Скорость искусственного спутника Земли на круговой орбите  $v_{сп}$ , скорость освобождения  $v_{осв}$  и период обращения искусственного спутника  $t_{сп}$  в зависимости от высоты над поверхностью Земли.

башни несколько меньше энергии, чем на полюсе (остальную энергию масса получит вследствие ничтожного замедления вращения Земли). При этом поднятый груз уже не упадет на Землю, так как в дополнение к потенциальной энергии, равной  $5,3 \cdot 10^7$  дж, он приобрел (уже целиком из-за вращения Земли) кинетическую энергию  $0,51 \cdot 10^7$  дж, получив скорость 3,2 км/сек и превратившись в суточный искусственный спутник Земли. Надстроив нашу экваториальную башню еще на несколько тысяч километров (рассчитайте, на сколько), мы сможем с ее вершины, привязавшись крепче, буквально рукой запустить искусственную планету солнечной системы. А за отметкой 38 тыс. км нам не только не потребуется сообщать нашей массе энергию, поднимая ее на лифте, но мы сможем даже получить часть

энергии, сдерживая груз, стремящийся удалиться от Земли.

К сожалению, пример с башней навсегда останется лишь примером, так как мы никогда не будем, как показывает теория твердого тела, располагать чудовищно прочным материалом для постройки подобных сооружений. Однако у нас есть и более реальные возможности сообщить телу скорость освобождения. Одной из них является, например, электромагнитная пушка (рис. 4).



Рис. 4. Принцип действия электромагнитной пушки.

Если снаряд будет двигаться в пушке с допустимым для человека ускорением  $10 g$ , то длина пушки, способной сообщить снаряду скорость освобождения, составит около шестисот километров. Такое сооружение технически вполне реально, и нет сомнения, что необходимая скорость может быть достигнута.

Конечно, при реализации этого грандиозного проекта встретились бы значительные, хотя, вероятно, и преодолимые трудности: создание огромной вакуумной камеры, магнитная «фокусировка» снаряда в полете, действие вихревых токов (токов Фуко) на снаряд (и человека) и т. п. Но осуществление подобного проекта наталкивается на решительный запрет со стороны земной атмосферы. Нет нужды описывать безнадежную картину прохождения многотонного снаряда, обладающего скоростью  $11,2 \text{ км/сек}$ , через всю толщу земной атмосферы, к тому же по касательной. От материала и конструкции снаряда будет в данном случае зависеть только одно: сгорит он или, потеряв скорость, рухнет на Землю. И поскольку весь путь торможения снаряда займет лишь несколько километров, огромные перегрузки делают присутствие в нем людей абсолютно невозможным.

Читатель вправе спросить: для чего приведен этот общеизвестный пример? Для того чтобы показать, что

использование современной техникой принципа реактивного ускорения для достижения космических скоростей связано не столько с природой вещей, сколько со сложившимися обстоятельствами. Будь условия на поверхности Земли другими (например, отсутствовала бы плотная атмосфера или ее высота была бы небольшой, доступной для инженерных сооружений), оказались бы возможными и иные способы достижения таких скоростей.

Теперь рассмотрим внимательно число  $6,25 \cdot 10^7$  дж/кг, выражающее энергию, которую надо сообщить телу с массой в 1 кг, чтобы навсегда удалить его от Земли. На первый взгляд эта величина кажется очень большой. Однако простой расчет показывает, что такое же количество энергии содержится, например, в 6 кг обычного топлива американской ракеты «Атлас» (4,64 кг жидкого кислорода + 1,36 кг керосина).

Таким образом, если бы ракета имела энергетический к. п. д. использования топлива, равный 100%, т. е. вся энергия топлива использовалась бы только для ускорения полезной массы ракеты, то для сообщения массе в 1 т скорости освобождения требовалось бы лишь 6 т химического горючего. Однако действительный расход горючего во много раз больше, и это объясняется не только техническим несовершенством двигателей, но является, к сожалению, основным недостатком принципа реактивного движения.

Неизбежным следствием принципа реактивного движения является тот факт, что большая часть мощности двигателей ракеты уходит не на сообщение кинетической энергии полезной нагрузке или хотя бы частям конструкции, а на сообщение кинетической энергии... самому топливу, вылетающему из камеры сгорания с некоторой скоростью по отношению к месту старта.

Так, например, если ракета в конце активного участка имеет скорость 10 км/сек, а скорость истечения топлива составляет 3 км/сек, вылетевшие (по отношению к ракете) продукты истечения продолжают (по отношению к месту старта) лететь в том же направлении со скоростью 7 км/сек. Каждые 2 кг сожженного топлива уносят с собой в этот момент столько же кинетической энергии, сколько приобретает 1 кг полезной нагрузки, а поскольку масса топлива гораздо больше массы нагрузки,



то основная энергия остается у топлива, и результирующий к. п. д. получается низким. Обозначив  $\eta$  энергетический к. п. д. ракеты, т. е. отношение кинетической энергии, приобретенной полезной массой, к кинетической энергии топлива, отброшенного ракетой, и пользуясь

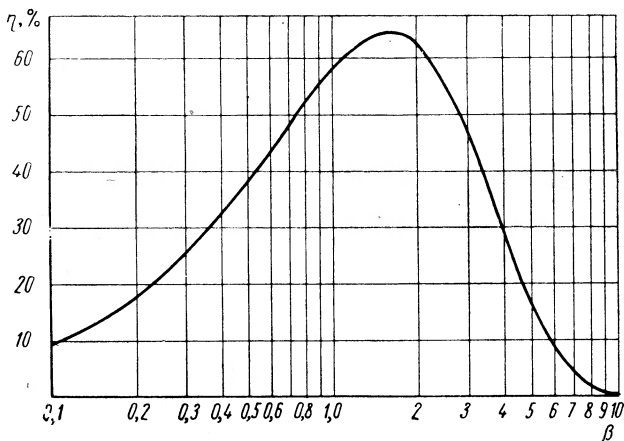


Рис. 5. Энергетический к. п. д. идеальной ракеты  $\eta$ , связанный с принципом реактивного движения.

формулой К. Э. Циолковского, можно получить выражение

$$\eta = \frac{\beta^2}{e^\beta - 1},$$

где  $\beta = v_p/v_{отбр}$  — отношение скорости, достигнутой ракетой, к скорости отбрасывания топлива.

На рис. 5 изображена зависимость к. п. д.  $\eta$  идеальной ракеты от отношения конечной скорости к скорости отбрасывания. Как видно, наивыгоднейшей в смысле использования энергии топлива является характеристическая скорость, превосходящая скорость истечения примерно в 1,6 раза, а теоретический энергетический к. п. д. может достигать 65%. Этот результат в качественном отношении можно себе представить следующим образом: наивыгоднейшая скорость достигается ракетой тогда, когда центр масс всех выброшенных ею газов покоится

по отношению к точке старта (разумеется, без учета взаимодействия этих газов с атмосферой Земли).

Однако при скорости истечения 3 и даже 4 км/сек, предельной для химических топлив, наимыгоднейшая скорость ракеты недостаточна даже для ее выведения на околоземную орбиту, и к. п. д. любой космической ракеты, использующей химическое топливо, должен лежать в правой части кривой рис. 5, т. е. в области пониженных к. п. д. Если ракета, имеющая скорость истечения 3 км/сек, должна вывести на околоземную орбиту искусственный спутник Земли, что (с учетом потерь на торможение в атмосфере и на преодоление гравитации) требует достижения характеристической скорости около 10 км/сек, то теоретический к. п. д. такой ракеты ( $\beta = 3,3$ ) составит, согласно кривой рис. 5, 40%. Но если та же ракета должна совершить полет на Луну и обратно (характеристическая скорость 19,23 км/сек;  $\beta = 6,4$ ), то теоретический к. п. д. использования энергии топлива составит лишь около 7%.

Ухудшение к. п. д. ракеты с ростом параметра  $\beta$  ведет к неблагоприятному для нас, но неизбежному экспоненциальному нарастанию начальной массы ракеты по мере увеличения необходимой характеристической скорости, в то время как при неизменном к. п. д. начальная масса возрастала бы лишь пропорционально квадрату характеристической скорости.

### Космическая техника ближайшего будущего

Рассмотрев энергетическую сторону проблемы выхода за пределы земного тяготения и убедившись в том, что из различных известных технике способов достижения больших скоростей мы можем в наших земных условиях воспользоваться лишь одним, т. е. ракетой, рассмотрим практические возможности создания ракеты, пригодной для полета человека хотя бы в пределах солнечной системы.

Несмотря на то что осуществление таких полетов с помощью современных ракет ведет к расходу топлива, исчисляемому тысячами и даже миллионами тонн, технически полеты в космос уже сейчас вполне возможны. Поэтому многие современные проекты организации экспедиций на Луну и ближайшие планеты, например

проекты В. Брауна [1], рассчитаны на использование ракет, работающих на обычном химическом топливе.

В настоящее время США приступают к созданию химических ракет, предназначенных для осуществления полетов на Луну и Марс. Разрабатывается конструкция трехступенчатой ракеты «Сатурн С-5» с общей тягой двигателей первой ступени 3400 т, второй ступени — 450 т и третьей ступени — 90 т. Ракета «Сатурн С-5»

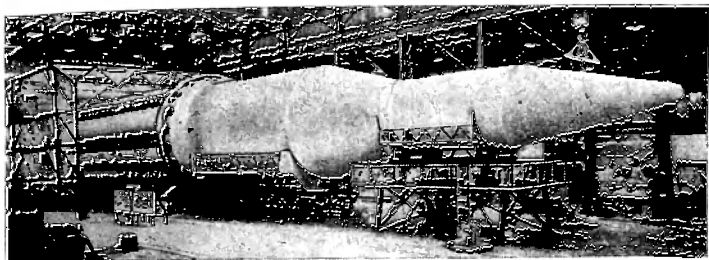


Рис. 6. Ракета «Сатурн С-1» с действующей первой и макетами второй и третьей ступеней, лежащая в пролете сборочного цеха NASA. После завершения отработки второй и третьей ступеней «Сатурн С-1» сможет выводить на орбиту высотой 480 км полезную массу до 8,5 т или сообщать массе в 2,3 т скорость освобождения, а массе до 1,15 т сообщать скорость, достаточную для достижения Марса или Венеры.

сможет вывести на орбиту спутник Земли с полезной массой до 110 т или сообщить вторую космическую скорость массе до 40 т. Ракета должна быть готова к 1965 г.

Разрабатывается также проект трехступенчатой, но еще более мощной ракеты NOVA с тягой первой ступени 5450 т. Ракета NOVA сможет вывести на орбиту искусственный спутник весом до 180 т или доставить на орбиту Марса полезную массу до 40 т.

Чтобы представить себе масштабы работ, связанных с осуществлением космических полетов, можно отметить, что лишь на строительство пусковых и монтажных площадок и корпусов (высотой до 130 м) на мысе Кеннеди (Мыс Канаверал) в 1963 г. в США ассигновано более 400 млн. долларов. В настоящее время в США на базе проектируемых ракет «Сатурн С-5» [2, 3] планируется высадка экипажа на Луну (проект «Аполлон»). Рис. 6—12, заимствованные из зарубежных изданий,

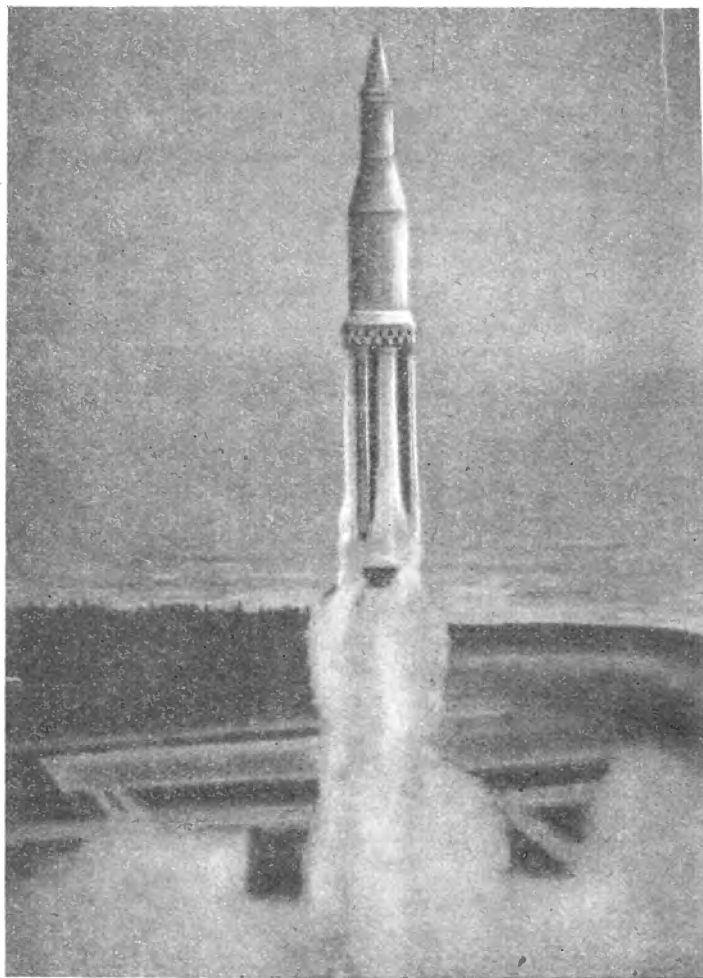


Рис. 7. Запуск первой ступени ракеты «Сатурн С-1» 27 октября 1961 г. на мысе Кеннеди в США (баки последующих ступеней залиты водой)

иллюстрируют этапы осуществления этого проекта. На рис. 6 показана одна из первых моделей «Сатурн С-1». Но мысль ученых и инженеров уже сейчас работает не только в направлении создания грандиозных ракет,

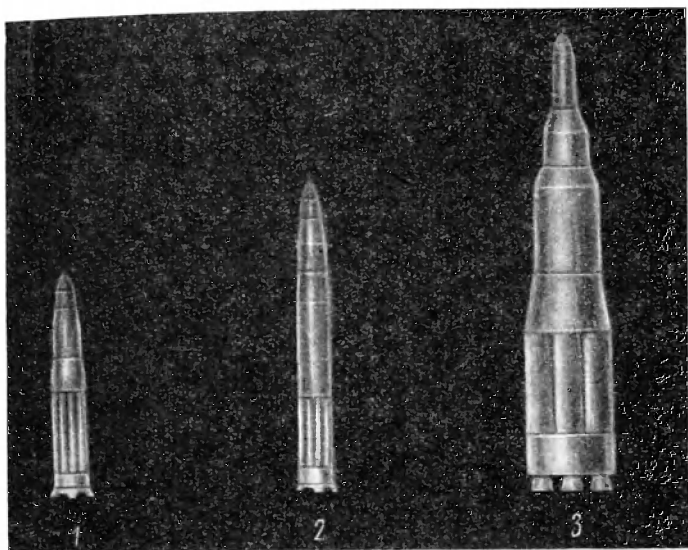


Рис. 8. Ракеты, предназначенные для осуществления трех стадий проекта «Аполлон»:

1 — «Сатурн С-1» для полета по околоземной орбите, 2 — «Сатурн С-2» для облета Луны и 3 — NOVA для высадки на Луну экипажа.

работающих на различных видах химического топлива. Все большую роль приобретают работы, связанные с поисками способов использования в ракетных двигателях атомной энергии, гораздо более мощной, чем химическая.

### Энергетические характеристики химических ракетных топлив

Скорость истечения сгоревшего топлива определяет стартовый вес ракеты, полезная нагрузка и характеристическая скорость которой уже заданы программой полета. Но какую бы форму мы ни придавали камере сгорания и соплу реактивного двигателя, скорость истечения принципиально не может превысить предела, опреде-

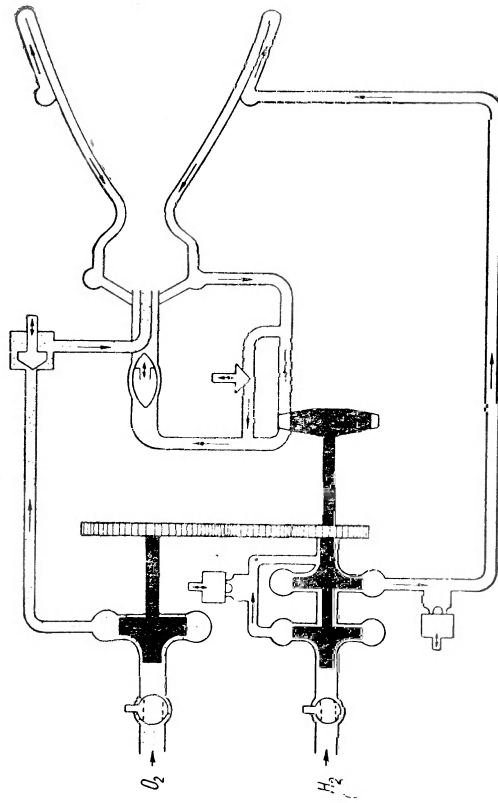
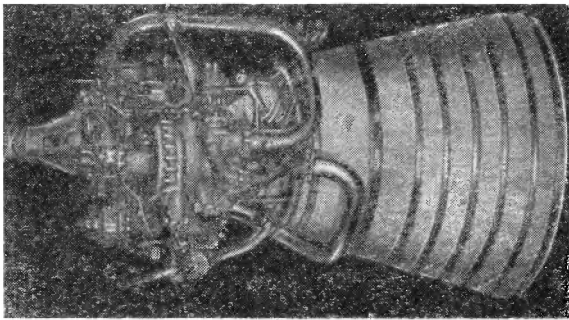


Рис. 9. Действующая модель ракетного двигателя LR-115, предназначенного для работы на жидком водороде и кислороде. На фото (слева) видно, что стенки камеры сгорания и сопла выполнены из трубок. На схеме (справа) показано, что горючее перед поступлением в камеру сгорания протекает по трубчатым стенкам и охлаждает их.

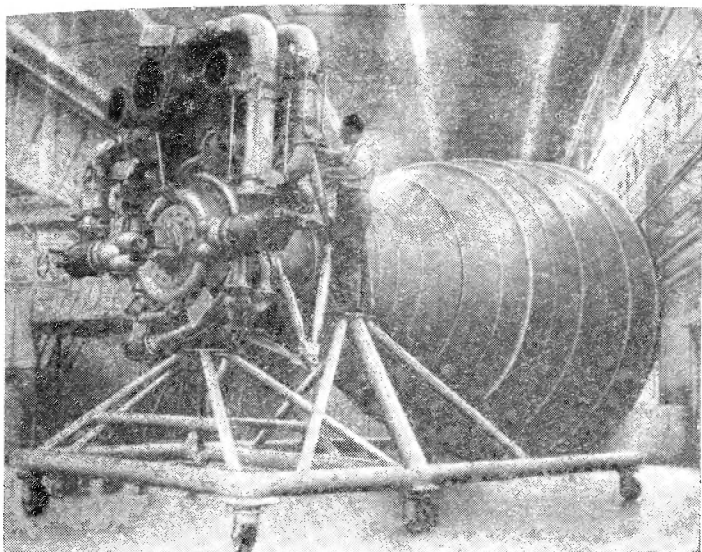


Рис. 10. Полномасштабная модель двигателя F-1, развивающего тягу 680 т, установленная на монтажной тележке.

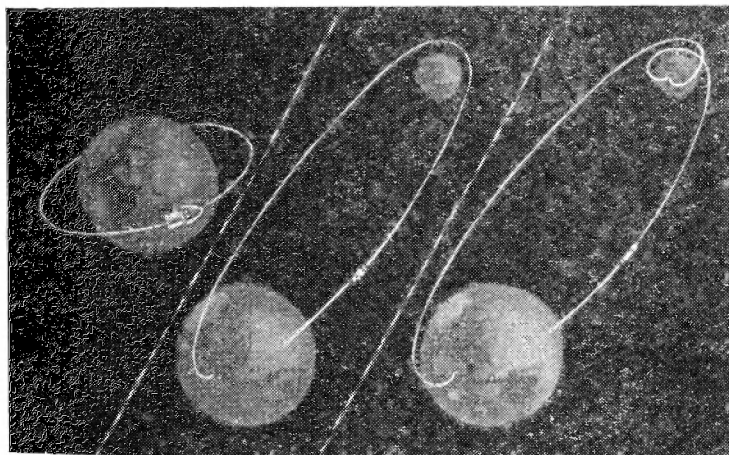


Рис. 11. Три стадии осуществления проекта «Аполлон»: полет по околоземной орбите, облет Луны и высадка на Луну.

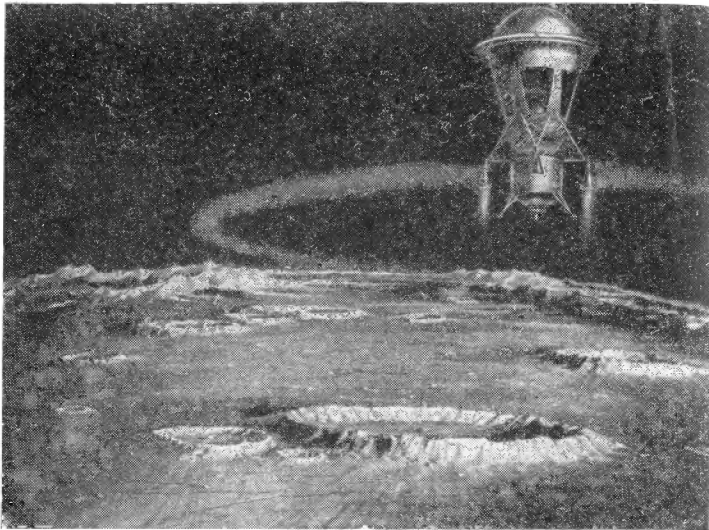


Рис. 12. «Лунный корабль» (рисунок художника).

ляемого количеством химической энергии, выделяющейся в результате реакции горения. Таким образом, наибольшую скорость истечения можно надеяться получить от компонентов топлива, дающих при сгорании наибольший тепловой эффект *на единицу массы* (т. е. на грамм, а не на моль, как принято исчислять тепловой эффект реакции в химии). Естественно, что максимальную теплотворную способность в расчете на единицу массы дают реакции взаимодействия между наиболее легкими элементами периодической системы или их простейшими соединениями. Набор возможных химических компонентов ракетного топлива поэтому ограничен, и мы не можем рассчитывать на изобретение каких-то сверхкалорийных химических топлив — это было бы равноценно поиску новых элементов в начале периодической таблицы Менделеева.

Качество ракетного топлива принято характеризовать величиной тяги идеального двигателя, расход топлива в котором равен  $1 \text{ кг/сек}$ . Эта величина называется удельным импульсом топлива и имеет в системе МКГС размерность  $\text{кг} \cdot \text{сек/кг}$ .



В системе МКГС скорость истечения топлива в метрах в секунду равна удельному импульсу, умноженному на 9,8 (ускорение силы тяжести). В системе СИ, которой мы в основном придерживаемся в этой книге, скорость истечения в метрах в секунду численно равна удельному импульсу в ньютонах в секунду на килограмм массы (ньютон — единица силы в системе СИ, равная 102 Г). Например, топливо, характеризующееся удельным импуль-

Таблица 1

Характеристики некоторых ракетных топлив

Окислитель	Горючее	Удельный импульс в системе МКГС	Теоретическая температура сгорания, °С	Скорость истечения, м/сек
BrF <sub>5</sub>	NH <sub>3</sub>	235	3650	2300
	{ Гидразин	316	4280	3100
F <sub>2</sub>	{ NH <sub>3</sub>	305	4020	2990
	{ Диборан	308	4350	3020
	{ H <sub>2</sub>	373	2760	3660
Дымящая азотная кислота HNO <sub>3</sub> + 20% NO <sub>3</sub>	Несимметрический диметилгидразин	249	2870	2440
	Гидразин	252	2300	2470
90% H <sub>2</sub> O <sub>2</sub>	Гидразин	257	2750	2520
Дымящая азотная кислота HNO <sub>3</sub> + 15% NO <sub>2</sub>	{ Изопропиловый спирт	250	3060	2450
	{ NH <sub>3</sub>	232	2720	2270
	{ Гидразин	279	2970	2740
	{ H <sub>2</sub>	362	2480	3550
O <sub>2</sub>				

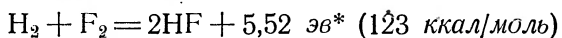
сом в 300 кг·сек/кг, имеет теоретическую скорость истечения 2940 м/сек и т. д.

Энергетические характеристики различных химических ракетных топлив [4] приведены в табл. 1.

Данные табл. 1 относятся к некоторому оптимальному соотношению горючего и окислителя и к давлению в камере сгорания 35 ата при давлении на срезе сопла 1,03 ата: максимальное теоретически возможное значение удельного импульса превышает указанное в табл. 1 не более чем на 10%.

Говоря об ограниченной калорийности химических ракетных топлив, мы не упомянули о так называемых свободных радикалах, использование которых, если бы их умели накапливать и сохранять, произвело бы революцию в ракетной технике.

Дело в том, что в качестве компонентов ракетного топлива по необходимости приходится использовать химически активные атомы или группы атомов, которые не существуют в свободном наиболее активном виде, а лишь в виде менее активных соединений хотя бы самих с собой. Поэтому тепловой эффект реакции сгорания ракетного топлива является разностным эффектом. В случае реакции водорода и фтора



величина 5,52 эв является разностью энергий связи  $\text{H}_2$  — 4,4776 эв;  $\text{F}_2$  — 2,2 эв и двух молекул HF — 12,2 эв. Если бы та же реакция протекала между атомарными водородом и фтором, ее тепловой эффект был бы 12,2 эв (в расчете на две молекулы HF), т. е. в два с лишним раза больше. В полтора раза больше был бы и удельный импульс топлива.

Наибольшим возможным удельным импульсом при использовании энергии химических связей обладало бы топливо, состоящее только из атомарного водорода. Реакция  $\text{H} + \text{H} = \text{H}_2 + 4,4776 \text{ эв}$  дает, как нетрудно подсчитать, теоретическую скорость истечения топлива, равную 21 км/сек. Имея такое топливо, можно было бы вывести на орбиту искусственный спутник Земли весом 100 т, затратив всего лишь 60 т горючего.

Сейчас во многих лабораториях мира ученые ищут пути сохранения свободных радикалов, но удастся ли решить эту проблему, пока не известно.

### Энергетические характеристики атомного горючего

В настоящее время известны тысячи различных ядерных реакций, при которых выделяется «атомная» энергия. Величина энергии, выделяемой при ядерных превращениях, в миллионы раз превышает величину энергии химических реакций, однако энергетический эффект ядер-

\* Электронвольт — единица энергии в ядерной физике, равная  $1,6 \cdot 10^{-19}$  дж.

ных реакций, как и в случае химических реакций, является разностным эффектом.

Дело в том, что все атомные реакции, которые используются или могут быть использованы современной наукой и техникой, относятся к классу реакций низкой энергии и характеризуются обязательным сохранением числа протонов и нейтронов, участвующих в реакции. Энергия, выделяющаяся при реакции деления  $U^{235}$ , появ-

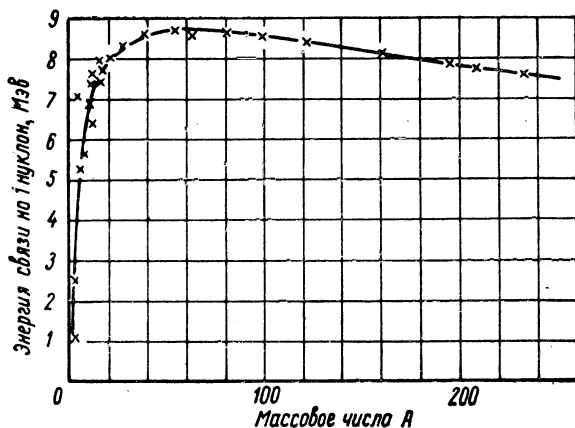
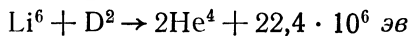


Рис. 13. Кривая, характеризующая изменение энергии связи нуклона в ядре в зависимости от массового числа  $A$ .

ляется лишь из-за разности энергий связи частиц в ядре  $U^{235}$  и ядрах продуктов деления. Наибольшей энергией связи (на одну частицу) обладают ядра элементов, находящиеся в средней части таблицы Менделеева. Поэтому энергетически выгодными процессами являются: для тяжелых ядер — распад и, особенно, деление, а для легких ядер — синтез (термоядерные реакции).

Кривая, изображающая зависимость энергии связи частиц в ядре от атомного номера элемента, получена физиками еще в тридцатых годах нашего века и изображена на рис. 13. Ясно, что в пределах этой кривой максимальный энергетический эффект должны дать термоядерные реакции и реакции деления, давно известные науке. Рис. 13 показывает также, что, вопреки широко распространенному мнению, термоядерные реакции дают

(в расчете на единицу массы или на одну частицу) примерно столько же энергии, сколько дает и реакция деления\*. Одна из наиболее экзоэнергетических реакций синтеза



дает 2, 8 Мэв на одну частицу, а реакция деления  $\text{U}^{235}$  дает 190 Мэв, или 2 Мэв на одну частицу.

Получить существенно больше энергии на единицу массы можно лишь перейдя к пока фантастической (в смысле возможностей практического использования) области аннигиляционных реакций, т. е. реакций, при которых исчезают, превращаясь в кванты энергии, определенные пары частиц: протон и антипротон, электрон и позитрон и т. п. Например, протон и антипротон, аннигилируя один с другим, дают энергию, равную массе покоя двух тяжелых частиц — 1860 Мэв, или 930 Мэв на одну частицу. Эта величина в сотни раз превышает энергию, выделяющуюся при используемых нами ядерных реакциях, и является теоретическим пределом выделения энергии веществом при его полной аннигиляции.

---

\* Исключая чрезвычайно трудно осуществимый процесс  $4\text{H}^1 = \text{He}^4 + 2e^+$ , который дает на единицу массы примерно в 8 раз больше энергии, чем реакция деления.





*Невозможное сегодня станет возможным завтра.*

К. Э. Циолковский

## 1. Атомная ракета

Энергия, освобождающаяся при делении 1 кг урана или плутония, примерно в миллион раз превышает энергию, выделяющуюся при сгорании 1 кг ракетного топлива. Казалось бы, стоит лишь построить атомную ракету, подобную химической, и использовать энергию атомного топлива примерно с таким же коэффициентом полезного действия, как и энергию обычного топлива, и тогда наш атомный космический корабль будет за считанные часы пересекать солнечную систему из конца в конец, не считаясь ни с какими оптимальными траекториями и скоростями полета. Ведь скорость истечения продуктов атомной реакции из сопла реактора атомной ракеты теоретически может достигать 20 тыс. км/сек. Но... атомная энергия у нас есть, а вот «атомного» вещества для постройки такой ракеты по принципу подобия нет и не будет. Что же это за атомное (точнее, ядерное) вещество?

Вспомним основные положения физики твердого тела. В твердом теле атомы или молекулы занимают по

отношению друг к другу вполне определенное положение, соответствующее минимуму потенциальной энергии или, что то же самое, равенству сил притяжения и отталкивания, действующих между электронными оболочками атомов. Чтобы удалить атом из твердого тела, нужно затратить некоторую энергию на преодоление сил межатомного притяжения. Чем больше энергия межатомных связей, тем в общем более прочным и тугоплавким будет вещество. Конечно, это очень упрощенная модель. На самом деле прочность и температура плавления вещества зависят от многих особенностей их строения. Самое прочное вещество — алмаз, — как известно, не является самым тугоплавким, а самый тугоплавкий металл — вольфрам — не самый прочный. Однако зависимость прочности и температуры плавления от энергии связи атомов в твердом теле не подлежит сомнению. Поэтому мы можем рассчитывать на получение сверхпрочного или сверхтугоплавкого вещества лишь в том случае, если есть возможность надеяться на резкое увеличение энергии связи атомов в решетке твердого тела. К сожалению, этого сделать нельзя. Все, что мы можем, — это перебрать теоретически или практически различные комбинации из девятиста двух имеющихся в природе типов электронных оболочек. Конечно, наука далеко еще не исчерпала здесь своих возможностей, однако, как и в случае теплотворной способности химических топлив, прочность, жесткость и термостойкость материалов имеют теоретический предел.

Далеко ли современной технике до теоретического предела прочности и термостойкости материалов? Жесткость (модуль Юнга \*) материала зависит от остроты минимума потенциальной энергии связи атомов, образующих основу данного материала. Всевозможные легирующие добавки, термическая и механическая обработка на величине жесткости почти не отражаются. Например, все марки сталей — от мягкого железа до инструментальной и подшипниковой стали — имеют почти один и тот же модуль Юнга  $\sim 2 \cdot 10^6$  кг/см<sup>2</sup>. Наибольшая величина модуля Юнга обнаружена у алмаза —  $10^7$  кг/см<sup>2</sup>,

---

\* Модуль Юнга численно равен силе, которую нужно приложить к прутку материала сечением в 1 см<sup>2</sup>, чтобы растянуть его вдвое.

модуль Юнга алюминиевых сплавов —  $7 \cdot 10^5$  кг/см<sup>2</sup>, стеклотекстолита —  $2 \div 3 \cdot 10^5$  кг/см<sup>2</sup>. Существенно повысить указанные величины жесткости современных материалов вряд ли удастся. Читатель, интересующийся этим вопросом, может обратиться к книге проф. Д. П. Томсона [5].

Несколько лучше обстоит дело с прочностью материалов на разрыв. Здесь современные материалы далеко не достигают теоретически возможных значений. Предел упругости лучших современных сталей ограничен удлинением примерно на 1%, в то время как теоретически удлинение возможно до 20—30%, т. е. принципиально прочность стали вследствие *увеличения допустимого удлинения* можно повысить в 20—30 раз.

Наконец, последнее и самое важное для нас сейчас свойство материала — термостойкость — практически не может быть существенно повышено. В табл. 2 приведены температуры плавления некоторых тугоплавких элементов и соединений [6].

Таблица 2

Температура плавления наиболее тугоплавких элементов и соединений

Вещество	Формула	$T_{пл}$ , °C	Вещество	Формула	$T_{пл}$ , °C
Карбид гафния	HfC	3887	Осмий . . . . .	Os	3000
Карбид тантала . . . . .	TaC	3875	Тантал . . . . .	Ta	2996
Графит . . . . .	C	3850 (возгорается)	Двуокись урана . . . . .	UO <sub>2</sub>	2800
Карбид циркония . . . . .	ZrC	3530	Карбид алюминия . . . . .	Al <sub>2</sub> C <sub>3</sub>	2800
Вольфрам . . . . .	W	3410	Окись магния . . . . .	MgO	2800
Карбид тантала . . . . .	Ta <sub>2</sub> C	3400	Двуокись циркония . . . . .	ZrO <sub>2</sub>	2700
Нитрид гафния	HfN	3310	Молибден . . . . .	Mo	2610
Карбид титана	TiC	3250	Окись бериллия . . . . .	BeO	2570
Рений . . . . .	Re	3180	Карбид урана . . . . .	UC <sub>2</sub>	2450
Нитрид тантала . . . . .	TaN	3100	Карбид урана . . . . .	UC	2350
Двуокись тория . . . . .	ThO <sub>2</sub>	3050	Окись алюминия . . . . .	Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	2030

Рис. 14 характеризует механическую прочность некоторых термостойких материалов. Весьма существенным обстоятельством является тот факт, что прочность графита вплоть до температуры 2500°С возрастает, превосходя обычное значение при комнатной температуре в два раза.

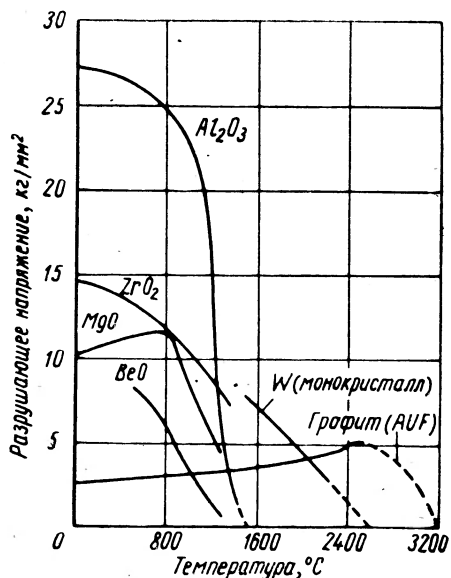


Рис. 14. Зависимость механической прочности от температуры для наиболее изученных термостойких материалов.

Рассчитывать на получение в будущем материала, сохраняющего прочность хотя бы при 4000—6000°С, мы не можем, однако это не мешает современной технике, в том числе и ракетной, получать в течение сравнительно длительного времени очень высокие температуры.

На рис. 9 показана действующая модель американского ракетного двигателя LR-115, работающего на жидком кислороде и водороде. Стенки камеры сгорания и сопла двигателя изготовлены вовсе не из термостойкого материала, а спаяны из металлических трубок. Горючее, прежде чем попасть в камеру сгорания, прокачивается через трубчатые стенки камеры и сопла и охлаждает их.



Теперь представим себе более конкретно атомную ракету, устроенную так же, как и химическая. Топливные баки этой воображаемой ракеты заполнены атомным горючим — одним из соединений  $U^{235}$ , а форма, размеры и материал этих баков выбраны так, чтобы воспрепятствовать развитию цепной реакции. В момент старта ракеты атомное горючее начинает подаваться в камеру сгорания, где в значительной степени выгорает, т. е. уран превращается в продукты деления, которые с очень большой скоростью выбрасываются через сопло камеры. Если бы стенки камеры сгорания были сделаны из сверхпрочного и сверхтермостойкого, выдерживающего температуру в сотни миллионов градусов, материала, который мы выше условно назвали атомным, создание подобной ракеты стало бы вполне возможным. Поскольку такого материала мы никогда иметь не будем, путь подобия при создании атомных ракет для нас закрыт наглухо. Для обобщенной характеристики условий, присущих камере сгорания такой ракеты, напомним, что деление одного килограмма  $U^{235}$  — это взрыв атомной бомбы средней мощности, т. е. в такой камере мы имели бы непрерывную цепь атомных взрывов.

Ясно, что задачу конструктора, который бы взялся сделать атомную ракету, подобную химической, можно сравнить с задачей создания химической ракеты с камерой сгорания из киселя.

Но, может быть, можно поправить дело, согласившись с тем, что большая часть урана не вступит в ядерную реакцию. Коэффициент использования горючего будет при этом, конечно, много ниже, но зато мы можем рассчитывать получить в камере сгорания приемлемые условия.

Произведем несложный расчет. Предположим, что мы согласны ограничиться удельным импульсом, равным  $350 \text{ кг} \cdot \text{сек}/\text{кг}$  — это то же самое, что у лучших химических ракетных топлив. На самом деле мы, конечно, должны от атомной ракеты требовать гораздо большего, но, взяв величину удельного импульса одинаковой у химической и у ядерной ракеты, мы ясно увидим существенное различие. Заглянем в табл. 1. Если использовать в качестве ракетного топлива кислород и водород, то удельный импульс, равный  $362 \text{ сек}$ , получается при тем-

пературе в камере сгорания  $2500^{\circ}\text{C}$ . Покидает камеру сгорания в этом случае водяной пар  $\text{H}_2\text{O}$  с атомным весом 18.

В случае урановой атомной ракеты с очень малым коэффициентом использования горючего покидать камеру сгорания будет уран-235 с атомным весом, гораздо большим, чем у водяного пара. Но чем больше атомный вес, тем меньше при одной и той же температуре скорость газовых молекул и максимальная скорость истечения газа. Поэтому, чтобы в случае истечения урана получить ту же скорость, что и в случае истечения водяного пара,

температура должна быть в  $\sqrt{\frac{m_{\text{U}}}{m_{\text{H}_2\text{O}}}}$  раз больше, т. е.

в нашем случае  $9000^{\circ}\text{C}$ ! Если к этому добавить, что вредные потери тепла из-за излучения пропорциональны четвертой степени абсолютной температуры тела (закон Стефана — Больцмана), то станет ясно, что чистый  $\text{U}^{235}$ , несмотря на огромное энергосодержание, не выдерживает сравнения в качестве топлива атомной ракеты даже с обычными химическими топливами, не говоря уже о его стоимости. Наш пример показывает и очевидный путь исправления невыгодного температурного соотношения: нужно большую часть урана, все равно не участвующего в ядерной реакции, заменить на легкий элемент, лучше всего на водород, т. е. использовать в качестве горючего смесь урана и водорода.

Поскольку для нагрева уран-водородной смеси до нескольких тысяч градусов требуется лишь очень немного урана, можно считать, что все горючее нашей модернизированной ракеты будет по физико-химическим свойствам эквивалентно чистому водороду, который, проходя через зону цепной реакции, нагревается до температуры, определяемой лишь термостойкостью конструкции. Если принять за максимальную температуру нагрева водорода  $4000^{\circ}\text{C}$ , можно рассчитать достижимую величину удельного импульса. Нужно лишь, чтобы не занижить результат расчета, принять во внимание значительную диссоциацию водорода при нагреве до этой температуры. На рис. 15 приведена зависимость удельного импульса от температуры для истечения из сопла различных газов. В нашем случае удельный импульс составит  $1600 \text{ кг} \cdot \text{сек}/\text{кг}$ .

Значит, взяв в качестве «рабочего тела» атомной ракеты 90 т жидкого водорода с добавкой  $U^{235}$ , мы сможем вывести на околоземную орбиту полезную массу в 100 т. Для нагрева такого количества жидкого водорода до  $4000^{\circ}C$  необходимо затратить  $\sim 1,44 \cdot 10^9$  ккал и для его практически полной диссоциации еще  $4,5 \cdot 10^9$  ккал, а

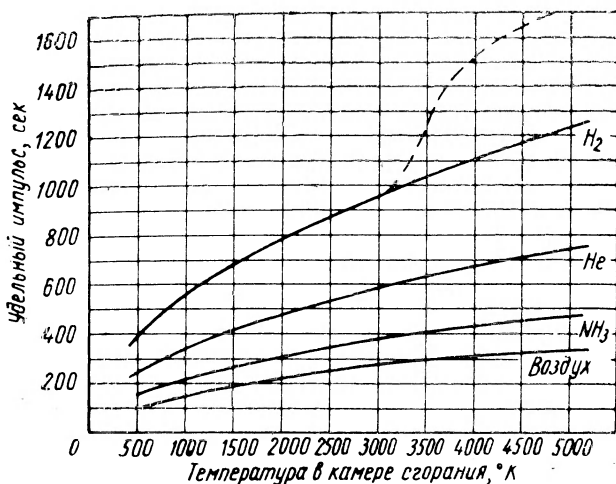


Рис. 15. Зависимость удельного импульса от температуры для различных рабочих тел. В случае водорода сплошная кривая вычислена без учета диссоциации, штриховая — с учетом диссоциации.

всего  $6 \cdot 10^9$  ккал. Такое количество энергии содержится всего лишь в 350 г урана (при к.п. д., равном 100 процентам).

Следовательно, взяв в виде атомного горючего смесь всего лишь 350 г  $U^{235}$  и 90 т жидкого водорода, мы, не превышая конструктивных возможностей имеющихся в нашем распоряжении материалов, сможем вывести на орбиту вокруг Земли космический корабль весом в 100 т. Нетрудно подсчитать, что если время работы атомного двигателя составит 5 мин (зарубежные авторы чаще всего принимают именно эту величину), то мощность, выделяемая в камере сгорания нашей ракеты в результате реакции деления, будет равна восьмидесяти трем миллионом киловатт!

## Проблема критической массы

Мы нашли атомное топливо, которое с точки зрения энергетики и теплотехники имеет огромные преимущества перед химическими топливами и стоимость которого, по причине ничтожного содержания урана, определяется в основном лишь стоимостью сжижения водорода. Но каждый, кто знаком с принципами работы атомных реакторов, вправе усомниться в том, что в смеси 350 г  $U^{235}$  и 90 т водорода может возникнуть цепная атомная реакция. И он будет прав. Дело в том, что водород поглощает нейтроны, необходимые для поддержания цепного процесса деления урана. Если в смеси на 2000 ядер водорода приходится менее одного ядра  $U^{235}$  (10,6 т  $U^{235}$  на 90 т водорода), то цепная реакция в такой смеси развиваться не будет, даже если размеры реакторной камеры бесконечно велики.

Хотя введение дополнительных замедлителей в реакторную камеру и может существенно уменьшить ее размеры, но не в состоянии поправить весьма невыгодное для нас соотношение, когда мы вместо одного ядра  $U^{235}$  на  $6 \cdot 10^7$  ядер водорода, необходимого нам для нагрева рабочего тела, вынуждены затратить не менее одного ядра на 2000 ядер водорода, т. е. опять-таки использовать громадную энергию, заключенную в атомном топливе, с ничтожной эффективностью и увеличить стоимость ядерной ракеты до неприемлемой величины.

Как известно, водород не является наилучшим замедлителем нейтронов. Гораздо лучшими газообразными замедлителями, допускающими существенно меньшую концентрацию урана, являются дейтерий и гелий (гелий — единственный из элементов, не поглощающий нейтронов). Минимально допустимая концентрация урана в дейтерии примерно в тысячу раз меньше, чем в водороде, а в гелии вообще равна нулю (т. е. реактор с гелием в качестве замедлителя будет работать при любой концентрации урана, если обеспечить необходимую критическую массу).

Принципиальной трудности при использовании дейтерия и гелия, исключая вопросы их стоимости, нет, но размеры реакторных камер при малых концентрациях урана получаются фантастически большими. Так назы-

ваемая длина диффузии нейтронов в уран-дейтериевой смеси при давлении дейтерия 100 *ата* и температуре 4000°С составят около пятидесяти метров, а размеры реакторной камеры должны в несколько раз превышать длину диффузии, т. е. ее диаметр должен составлять сотни метров. Таким образом, хотя строительство атомных ракет, использующих в качестве топлива уран-дейтериевую или уран-гелиевую смеси, в принципе возможно, потребности в столь чудовищных по размерам и мощности ракетах пока нет, а существенно уменьшить размеры камер сгорания таких ракет мы не можем, так как они диктуются требованиями нейтронной физики.

Найти выход из создавшегося положения можно двумя путями: во-первых, следует отказаться от идеи механического копирования химической ракеты — этот путь мы обсудим в гл. 2. Другой путь — спасти полностью или хотя бы частично ядерный компонент топлива атомной ракеты, т. е. атомы урана или плутония. Этого можно достичь, если мы сумеем заставить ядерное топливо многократно проходить через зону реакции или двигаться в этой зоне с очень малой скоростью. Наконец, желаемого результата мы добьемся и в том случае, если будем фиксировать ядерное топливо в зоне реакции в виде топливных элементов.

За рубежом опубликовано множество проектов атомных ракет. Чтобы составить наиболее полное представление о трудностях постройки атомной ракеты и об имеющихся возможностях, расскажем здесь о некоторых проектах.

### Проект «Ровер»

В США интенсивно разрабатывают наиболее простой вариант ядерной ракеты — с твердым ядерным топливом. В ядерно-ракетном двигателе этого типа жидкий водород нагнетают в активную зону атомного реактора, выполненную из самых термостойких материалов. Водород, проходя по каналам активной зоны, нагревается и, расширяясь и ускоряясь в сопле, выбрасывается наружу, сообщая ракете необходимую тягу. В статье Дж. Ньюгард и М. Левоу [7] весьма подробно описан один из конструктивных вариантов атомной ракеты такого типа (рис. 16).

Графит является одним из немногих веществ, прочность которых при нагревании возрастает. Максимальной прочностью графит достигает при температуре  $2500^{\circ}\text{C}$ , а при  $3200^{\circ}\text{C}$  его прочность падает почти до нуля. Поэтому в качестве основного материала активной зоны выбран графит с распределенным в нем также весьма термостойким карбидом урана. В качестве вспомогательного конструкционного материала используют молибден.

Опыты показали, что водород, пропускаемый через такую активную зону, можно нагреть до  $2300^{\circ}\text{C}$  (удельный импульс  $650 \text{ кг}\cdot\text{сек}/\text{кг}$  при истечении в атмосферу и до  $800 \text{ кг}\cdot\text{сек}/\text{кг}$  при истечении в вакуум). На рис. 17 показано вычисленное распределение температур по высоте реактора. При температуре  $2000^{\circ}\text{C}$  водород становится химически весьма активным и взаимодействует с графитом, однако время работы ракеты —  $500 \text{ сек}$  — невелико. Возможно также, что удастся разработать дополнительное защитное покрытие. Испытывались тепловыделяющие элементы в форме прутков и пластин. Пластины оказались

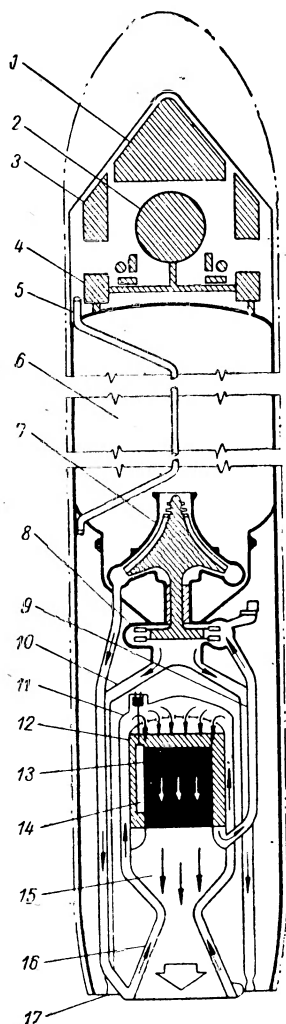


Рис. 16. Устройство атомной ракеты:

1 — полезный груз; 2 — сжатый гелий; 3 — измерительные приборы и приборы системы регулирования; 4 — регулятор подачи; 5 — трубопровод для электрических кабелей; 6 — бак с реактивным топливом; 7 — турбонасосный агрегат; 8 — турбина турбонасосного агрегата; 9 — газ для привода турбонасосного агрегата; 10 — отработанный газ турбонасосного агрегата; 11 — нагнетающий (входной) коллектор; 12 — отражатель нейтронов, выполненный из бериллия или окиси бериллия; 13 — активная зона уран-графитового реактора; 14 — регулирующие пластины; 15 — область перемешивания газа; 16 — каналы охлаждения; 17 — вспомогательное сопло двигателя.

более удобными по конструктивным соображениям и имели меньшее гидравлическое сопротивление. Активная зона реактора в этом проекте имеет цилиндрическую форму. Ее диаметр и высота 1,52 м, пористость 40%. Толщина пластин от 6,3 мм на краю активной зоны до 1,3 мм в центре. Зазор между пластинами составляет 0,67 от их толщины.

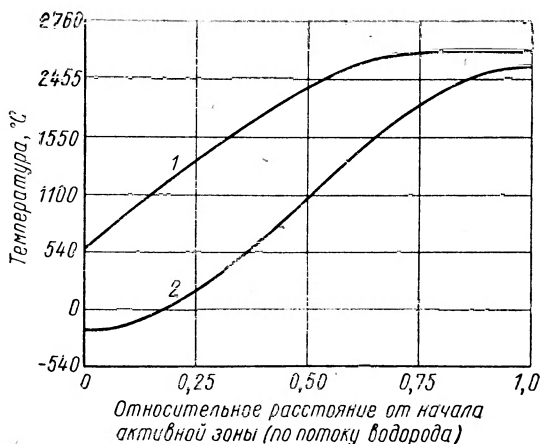


Рис. 17. Температура в центральной плоскости уран-графитовых плит (1) и температура водорода в реакторе ядерной ракеты (2).

Максимальная энергонапряженность ракетного реактора огромна, она составляет  $10 \text{ квт/см}^3$ ! Для сравнения можно привести следующие цифры: энергонапряженность охлаждаемого углекислым газом реактора английской атомной электростанции в Колдер-Холле составляет всего около  $1 \text{ вт/см}^3$ , т. е. меньше в 10 тыс. раз; энергонапряженность уран-графитовых реакторов, охлаждаемых водой, обычно не превышает  $10 \text{ вт/см}^3$ .

В целях экономии урана реактор ракеты окружен отражателем нейтронов из окиси бериллия. Вес реактора с отражателем 7,26 т. Количество используемого  $\text{U}^{235}$  15 кг. Турбонасосный агрегат нагнетает в реактор жидкий водород под давлением 72 атa. Давление нагретого водорода на выходе из реактора составляет уже 28 атa - большая часть давления теряется на преодо-

ние гидродинамического сопротивления реакторной решетки.

Если на борту ракеты будет находиться экипаж, то над реактором необходимо установить свинцовую защиту весом 680 кг. Тем не менее человек, находящийся в носовой части ракеты на расстоянии 46 м от реактора, за время ускорения все же получит значительную дозу

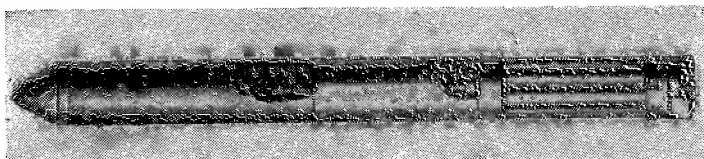


Рис. 18. Эскиз ракеты «Сатурн» с ядерной последней ступенью.

облучения: 30 *p*, т. е. примерно в 500 раз больше, чем получили наши космонавты А. Николаев и П. Попович за все время своего космического полета.

Дж. Ньюгард и М. Лёвой указывают также на главные недостатки атомных ракет подобной конструкции. Во-первых, сжигание водорода — процесс довольно сложный и дорогой, поэтому стоимость заправки ракеты будет весьма высокой. Во-вторых, жидкий водород очень легок ( $d = 0,07 \text{ г/см}^3$ ) и поэтому объем баков ракеты получается очень большим. В-третьих, ракета при взлете создаст вокруг себя значительное поле радиации, а также вызовет некоторое заражение местности осколками деления. Раскаленный водород, вырвавшийся из сопла двигателя, немедленно вспыхнет на воздухе, что весьма опасно, так как в баках ракеты тоже находится водород. Наконец, если давление водорода в реакторе превысит расчетное на 25%, органы управления реактора не смогут обеспечить его регулирование, реактор ракеты выйдет из-под контроля с периодом удвоения мощности в сотые и даже тысячные доли секунды, и авария будет неизбежна.

Чтобы обойти некоторые из указанных трудностей, в США предполагают сначала создать комбинированную ракету: первая ступень такой ракеты работает на химическом топливе, последующие — на ядерном. В частности, ракета «Сатурн С-5» будет использована со



временем в качестве первой ступени комбинированной ракеты. На рис. 18 показан эскиз ракеты «Сатурн» с ядерной (последней) ступенью. На рис. 19 изображен старт атомной ракеты.

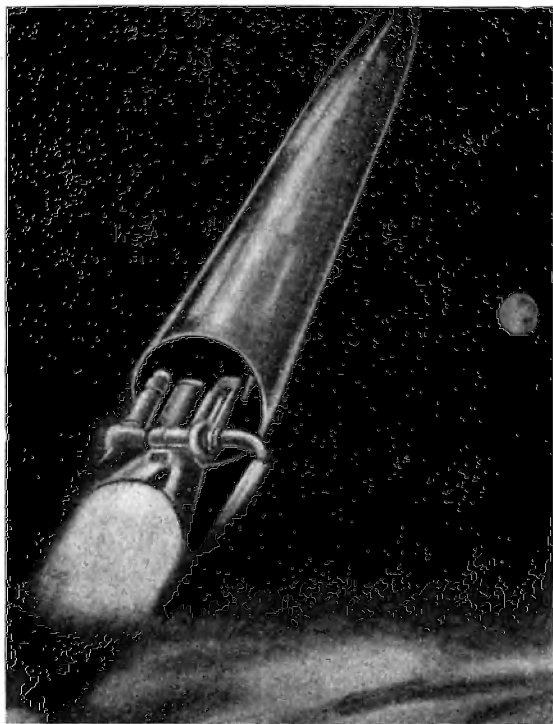


Рис. 19. Старт атомной ракеты (рисунок художника).

Еще одним существенным отличием ядерной ракеты от химической является гораздо больший относительный вес ядерного двигателя и баков для жидкого водорода по сравнению с весом двигателя и баков для топлива у химической ракеты. Поэтому ядерную ракету выгоднее использовать с высокой полезной нагрузкой. В описанном нами проекте ядерная ракета с собственным весом 109 т предназначена для вывода на орбиту полезной массы 45 т только в качестве последней ступени.

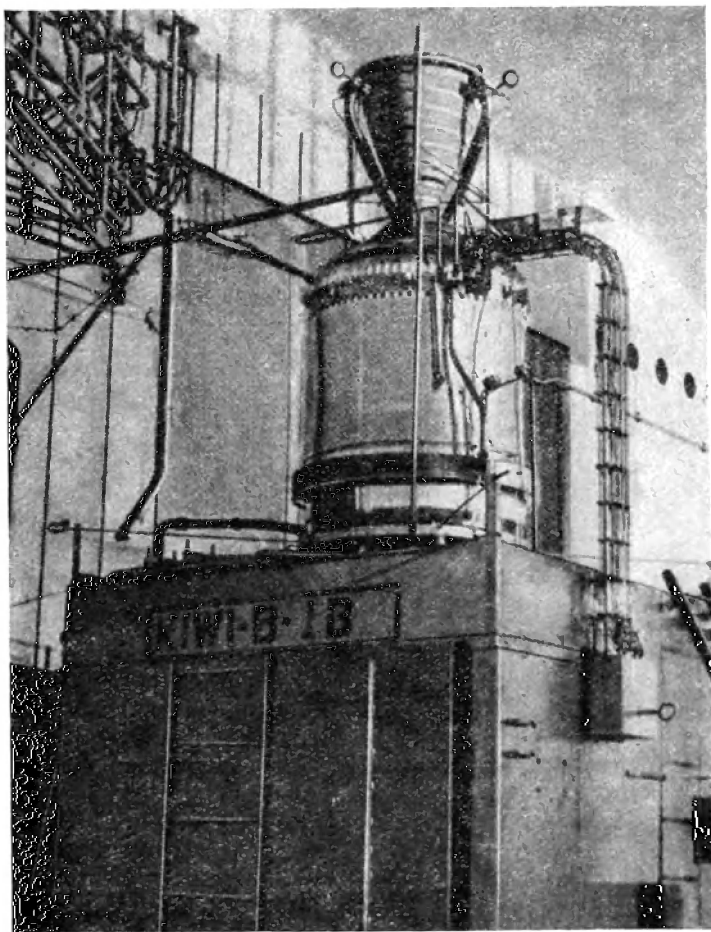


Рис. 20. Экспериментальный ядерный реактор для ракеты «Киви-В-1В».

В процессе осуществления программы «Ровер» в США был построен экспериментальный ядерный ракетный двигатель «Киви-А»\* и соответствующая сложная система дистанционного обслуживания, заправки и осмотра двигателя. В июле 1959 г. на полигоне в штате Невада были проведены испытания этого двигателя.

До середины 1963 г. было испытано несколько конструктивных вариантов реакторов серии «Киви-В-1В», один из которых изображен на рис. 20. Все они при испытаниях разрушились. Причиной разрушения являлись в основном мощные звуковые колебания, возникавшие в потоке водорода в активной зоне.

### Другие типы ядерных ракет

Возможности получения высокого удельного импульса в реакторе с твердыми топливными элементами ограничивается термостойкостью этих элементов. Поэтому основные усилия конструкторов направлены на отыскание путей отказа от твердой активной зоны реактора.

Как мы уже знаем, основной задачей при этом является удержание ядерного горючего — урана-235 или плутония — в объеме активной зоны при на-

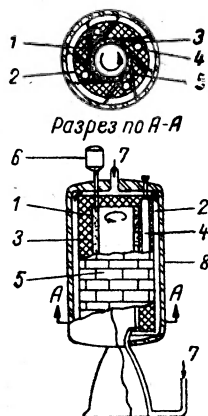


Рис. 21. Реактор атомной ракеты, делящееся вещество которого образует кипящий слой:

1 — кипящий слой; 2 — полость с повышенным давлением газа; 3 — отражатель из бериллия; 4 — регулирующие стержни; 5 — каналы для входящего газа; 6 — резервуар с горючим; 7 — водород; 8 — стальной корпус под давлением.

личии интенсивного теплообмена между горючим и протекающим через камеру рабочим телом (водородом). Для решения этой задачи Л. Хатч, У. Риган и Дж. Пауэлл предлагают сосредоточить делящееся вещество в кипящем слое\*\* (рис. 21). Рабочее тело подают в направлении к

\* Киви-киви — новозеландская бескрылая птица.

\*\* «Кипящий слой» — технический термин, означающий слой раздробленного вещества, динамически взвешенный в потоке жидкости или газа.

оси системы, и оно, проходя через кипящий слой карбида урана, нагревается. Слой удерживается в состоянии кипения с помощью центробежной силы, возникающей при вращении всей ракеты или только двигателя, либо посредством спирального закручивания, нагнетаемого водорода.

Во время опытов скорость протекания водорода через кипящий слой достигала 135 м/сек при центробежном ускорении, действующем на слой, до 2000 g. По подсчетам авторов, двигатель такого типа сможет обе-

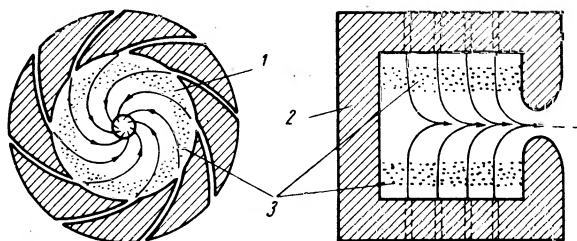


Рис. 22. Схема вихревого реактора (поперечный и продольный разрезы):  
1 — гелий; 2 — замедлитель-отражатель; 3 — делящийся газ

спечить нагрев водорода до  $3000^{\circ}\text{C}$  (удельный импульс  $1000 \text{ кг} \cdot \text{сек}/\text{кг}$ ). Критическая масса реактора будет составлять 30—40 кг  $\text{U}^{233}$ , стоимость которого очень высока. Уран-235 использовать не удастся ввиду его несколько худших ядерных свойств. Авторы отмечают также, что опасаются спекания крупинок кипящего слоя при весьма высокой рабочей температуре.

Для удержания тяжелых атомов ядерного горючего в зоне реакции предлагается также использовать разделительные свойства газовой центрифуги (рис. 22). Во вращающейся газовой активной зоне в результате диффузии должен установиться градиент концентрации тяжелого и легкого компонентов. Тяжелое делящееся вещество собирается у края активной зоны, а легкий водород — в центральной части. Попытки осуществления подобных решений сталкиваются с трудностью обеспечения очень большого расхода рабочего тела. Большой газовый поток вызывает перемешивание всего объема активной зоны, и эффект разделения уменьшается.

Предлагаются также способы удержания ядерного горючего в виде заряженных ионов с помощью электрических и магнитных полей. В основе разделения смеси ядерного горючего и рабочего тела может лежать различие потенциала ионизации или различная масса образующихся ионов. Однако сообщений об успехах, достигнутых на этом пути, пока что не было.

### Атомная ракета и проблема радиации

Мы отмечали уже, что к числу недостатков атомной ракеты относится значительная мощность проникающего излучения, возникающего в процессе работы атомного (а также и термоядерного) реактора. Какие последствия излучения в случае атомной ракеты будут наиболее опасными?

Биологические объекты и прежде всего человек обладают чрезвычайно высокой чувствительностью к действию излучения. Согласно расчетам Г. Грейвса [8], зона радиационной опасности в момент запуска атомной ракеты будет иметь радиус  $\sim 1,5$  км, т. е. наблюдать ее запуск с более близкого расстояния будет возможно лишь из укрытия, защищающего от излучений. В случае падения активной зоны отработавшего реактора на Землю человек, приблизившийся к нему через 30 дней, может оказаться в поле излучения до 2000 *p/ч*.

Однако современная техника успешно справляется и с гораздо большими интенсивностями излучения. Биологическую опасность атомная ракета будет представлять прежде всего для космонавтов, так как их защита связана со значительным увеличением веса ракеты. Поэтому в работах зарубежных авторов предполагается, что космонавт, стартующий с помощью атомной ракеты, получит в течение пяти-шести минут весьма значительную дозу излучения — до 30 *p*. Это существенно (в несколько раз) больше, чем принятые в Организации Объединенных Наций и в Советском Союзе дозы облучения, допустимые при исключительных обстоятельствах. Хотя доза облучения в 30 *p* непосредственно и не угрожает здоровью космонавта, следует учитывать, что на его долю еще остается преодоление радиационных поясов, действие космических лучей, обслуживание атомных энергетических установок. Одним из возможных путей орга-

низации больших космических экспедиций является разделение ракет на грузовые — атомные, с предельной грузоподъемностью, и пассажирские — химические, обладающие максимальной надежностью. Несомненно, что наука и техника ближайшего будущего найдут наилучший путь решения этого вопроса.

Весьма серьезным является вредное действие излучения на конструкционные материалы, непосредственно прилегающие к атомному реактору ракеты, а также действие излучения на жидкий водород. Конструкционные материалы, находящиеся не далее 6 м от реактора, будут нагреваться в результате поглощения  $\gamma$ -лучей и нейтронов со скоростью до  $5^\circ \text{C}$  в секунду, т. е. все материалы конструкции придется охлаждать. Жидкий водород, нагреваясь в нижних частях топливных баков и особенно в турбонасосном агрегате, может закипеть, что резко нарушит систему его подачи.

Интегральная доза облучения, получаемая материалами активной зоны и прилежащих конструкций в атомной ракете, меньше, чем в современных энергетических реакторах с глубоким выгоранием топлива (например, в реакторе первой в мире атомной электростанции). Высокая температура также уменьшает последствия действия излучения. Поэтому опасность существенного изменения механических свойств материалов активной зоны вследствие непосредственного воздействия излучения, как считают зарубежные авторы, не слишком велика.

\* \* \*

Энергетическое содержание атомного топлива огромно. Энергии, заключенной в нескольких килограммах урана-235, достаточно для организации большой межпланетной экспедиции, но использовать эту энергию непосредственно в реактивном двигателе оказывается очень трудно. Применение атомной энергии затруднено здесь двумя обстоятельствами. Прежде всего возникает температурное препятствие, т. е. мы не можем позволить себе устраивать в камере сгорания настоящий атомный взрыв с высоким коэффициентом использования делящегося материала и вынуждены довольствоваться, образно говоря, «атомным пшиком». Вторым препятствием является требование обеспечения «критической массы»,

т. е. мы должны брать урана не столько, сколько его требуется из энергетических соображений, а столько, сколько нужно для достижения критичности соответствующей активной зоной.

— Как же так? — скажет читатель. — Почему уже сейчас мы можем с высокой эффективностью использовать атомное горючее в атомных электростанциях, а здесь, в атомной ракете, не можем? Может быть, на ракету нужно поставить электростанцию, которая вполне освоена, и полученную электроэнергию использовать для ускорения рабочего тела?

Эту возможность мы подробно обсудим в следующих главах, а сейчас отметим, что в атомной электростанции топливо «сгорает» в течение нескольких месяцев, а в атомной ракете, предназначенной для взлета с поверхности Земли, оно «сгорит» в течение пяти-шести минут. Тем не менее в атомных электростанциях мы используем лучшие конструкционные материалы, поэтому понятны наши затруднения в области материалов для атомных ракет.

Что же касается использования атомной электростанции для взлета с Земли, то не лишним будет вспомнить следующее: ракета, поднявшая в космос Г. Титова, имела двигатели общей мощностью двадцать миллионов лошадиных сил. Таким образом, речь будет идти о создании электростанции весом лишь в несколько тонн и мощностью  $\sim 15$  млн. квт. Вряд ли эта задача проще задачи постройки атомной ракеты.

На рис. 23 графически изображены темпы прогресса в достижении более высоких значений удельного импульса химических и ядерных ракет, как они представляются одному из зарубежных авторов У. Корлиссу [9]. Нужно, конечно, учитывать, что подобные долгосрочные прогнозы относительно темпов развития одной из самых динамичных областей современной науки и техники могут и не оправдаться.

Создание атомной ракеты, несмотря на все трудности, все же возможно и практически осуществляется. Атомная ракета, предназначенная для взлета с Земли, даже при ее использовании лишь в одной из ступеней многоступенчатой ракеты, безусловно, позволит существенно уменьшить взлетный вес космических кораблей. Поскольку основной задачей является не столько сни-

жение веса, сколько уменьшение стоимости и увеличение надежности действия ракеты, в ближайшие годы между химическими и ядерными ракетами, очевидно, развернется такая же «борьба», какую ведут сейчас атомные электростанции с угольными. Какая из ракет побе-

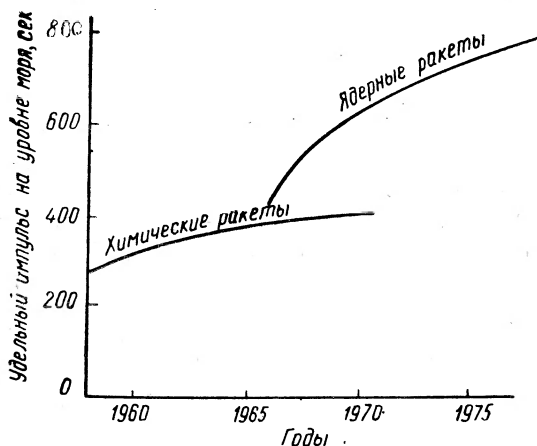


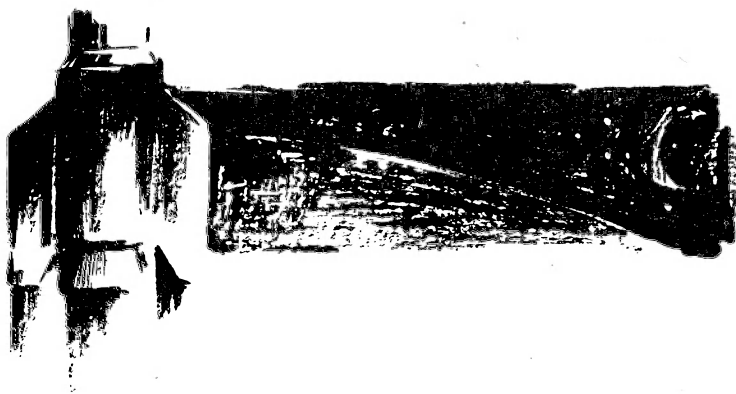
Рис. 23. Перспективы повышения удельного импульса химических и ядерных ракет согласно расчетам У. Корлисса.

дит в этой борьбе? Или, может быть, они «найдут общий язык», и наивыгоднейшей ракетой окажется комбинированная?

У подлинного прогресса нет легкого пути. Пусть фантасты в сладких грезах покоряют очередную галактику. Перед глазами ученых не мираж, а настоящая сияющая вершина власти человека над природой. И путь к ней тоже настоящий — долгий, трудный, а иногда и опасный. Но путь есть, и, значит, вершина будет взята.







*Все перемены, в натуре случающиеся, такого суть состояния, что сколько чего у одного тела отнимется, столько присовокупится к другому...*

М. В. Ломоносов

## 2. Электрические ракетные двигатели и энергетическая проблема

**М**ы рассмотрели вопрос о возможности создания атомной ракеты, непосредственно преобразующей тепловой эффект реакции деления в кинетическую энергию газовой струи. Остается лишь еще раз заметить, что путь прямого преобразования тепловой энергии в энергию газовой струи представляется единственно возможным для создания атомной или химической ракеты с большой тягой, т. е. для решения задачи взлета с поверхности Земли.

Дело в том, что всякая трансформация энергии из одного вида в другой, например, преобразование тепловой энергии в электрическую или электрической в кинетическую, непременно сопровождается потерями части энергии, так как к. п. д. преобразования никогда не бывает равным 100%. Для преобразования тепловой энергии в упорядоченные виды энергии существует даже предел к. п. д., определяемый известным циклом Карно.

Огромный поток энергии, необходимый ракетам с большой тягой, преобразуясь из одного вида в другой, обязательно вызовет очень большой поток потерянной тепловой энергии. Если мощность двигателей ракеты составляет 20 млн. *квт*, а к.п.д. преобразования энергии из одного вида в другой 90%, поток потерянной энергии составит 2 млн. *квт*, и ракета вследствие ограниченности собственной теплоемкости никак не сможет воспринять такую мощность. Понадобится огромное устройство — холодильник — для сброса потерянной энергии в пространство.

Гораздо проще обстоит дело при непосредственном преобразовании тепла в кинетическую энергию вылетающих масс. К.п.д. такого преобразования в лучших химических ракетных двигателях также составляет около 90%, но огромное количество потерянного тепла просто уходит с тем же газом, который уносит с собой и полезную кинетическую энергию. Иначе говоря, газ, вырывающийся из камеры сгорания химической или атомной ракеты, в случае непосредственного преобразования тепловой энергии в кинетическую играет также и роль холодильника, в который сбрасывается поток тепла, теряемого в результате неидеальности преобразования.

### **Энергетическая вооруженность космического корабля и расход рабочего тела**

Пытаться абстрактно, в отрыве от конкретных задач нынешних и будущих космических полетов обсуждать проблемы передвижения в космосе вообще, видимо, бесполезно. Наше рассмотрение обязательно должно учитывать реальную расстановку объектов будущих исследований, расстояния и потенциалы тяготения, которые мы должны научиться преодолевать.

До сих пор мы говорили лишь о ракетах, тягу которым сообщает мощная струя отбрасываемых назад газов.

Чем меньше молекулярный вес газа, тем большую скорость газовой струи можно получить, тем меньше будет расход газа. В каком звене процесса работы реактивного двигателя появляется связь между молекулярным весом рабочего тела и скоростью истечения? Ясно, что эта связь целиком обязана своим по-

явлением термодинамическому процессу расширения нагретого газа в сопле Лавалья. Если бы мы преобразовывали некоторый имеющийся у нас на космическом корабле запас энергии в кинетическую как-либо иначе, связь скорости истечения рабочего тела с его молекулярным весом точно так пропала бы.

Проще говоря, чтобы обеспечить реактивную тягу, мы должны иметь на космическом корабле некоторый запас энергии  $Q$  и преобразовывать его в кинетическую энергию отбрасываемых кусков массы нашего же корабля согласно простому соотношению

$$\frac{mv^2}{2} = \eta Q,$$

где  $m$  — отброшенная масса;  $v$  — скорость разлета масс (масса ракеты много больше  $m$ );  $\eta$  — к. п. д. преобразования энергии  $Q$  в кинетическую.

Что именно мы будем отбрасывать — свойства отбрасываемой массы, атомов водорода или стальных шариков — с энергетической точки зрения совершенно не существенно. Отсюда, между прочим, следует, что если два совершенно различных по молекулярному весу газа нагреты так, что в грамме каждого содержится одно и то же число калорий, они при расширении в сопле Лавалья дадут одну и ту же скорость истечения, т. е. водород является наивыгоднейшим рабочим телом атомной ракеты лишь потому, что способен поглотить наибольшее, в расчете на единицу массы, количество тепла, нагретшись до предельной для двигателя температуры.

Каков практический смысл такого рассмотрения вопроса?

Когда космический корабль, несомый химической или атомной ракетой, выходит на околоземную орбиту, он кроме скорости  $8 \text{ км/сек}$  приобретает еще один, быть может, не менее важный фактор, облегчающий достижение цели полета — время. Время — чтобы иметь возможность воспользоваться гораздо менее мощными, но зато более легкими и совершенными двигателями, время — чтобы дать возможность имеющейся на борту атомной (или солнечной) энергостанции выработать энергию, необходимую для дальнейшего ускорения. Если весь процесс выведения корабля на околоземную ор-

биту во избежание катастрофических потерь энергии в атмосфере должен длиться 5—10 мин, то дальнейшее его «раскручивание» вплоть до выхода из сферы земного тяготения может длиться в зависимости от степени радиационной защиты космонавтов и энерговооруженности многие недели, а разгон с целью достижения различных планет солнечной системы — месяцы и годы. Мы приходим к следующему, пока что качественному выводу: если на борту космического корабля имеется мощная энергетическая установка, и мы располагаем достаточным временем для того, чтобы дать ей возможность выработать необходимое количество энергии, вполне возможно организовать дальнейшее ускорение корабля с помощью того же самого принципа реактивного движения, но масса должна отбрасываться не обязательно с помощью расширения газов в сопле Лавалья, как у обычной ракеты, а с помощью устройства, которое преобразует энергию, выработанную энергостанцией, в кинетическую энергию отбрасываемого рабочего тела. При этом с энергетической точки зрения нам безразлично, какого рода массу мы отбрасываем и каким способом это делается.

Чтобы убедиться в целесообразности постановки задачи о постройке космических аппаратов такого типа, нам придется рассмотреть задачу ускорения и энергетические потребности такого устройства и сравнить их с возможностями атомной техники и с потребностями космических перелетов различных типов.

Мы начнем наше рассмотрение с анализа энергетических затрат и разумной длительности полета на Марс — один из интереснейших объектов будущих космических экспедиций.

### Планета Марс и полет к ней

Планета Марс обращается вокруг Солнца на среднем расстоянии 228 млн. км — в 1,524 раза больше, чем Земля. Диаметр Марса — 6800 км — в 1,88 раза меньше, чем диаметр Земли, масса в 9,34 раза меньше земной. Сила тяжести на поверхности Марса в 2,64 раза меньше, чем на поверхности Земли. Скорость освобождения для поверхности Марса равна 5 км/сек. Глубина потенциального «колодца» тяготения  $1,25 \cdot 10^7$  дж/кг —

в 5 раз меньше, чем у Земли. Марс имеет два небольших спутника — Фобос и Деймос, обращающихся вокруг него на расстоянии соответственно 9,5 и 23,9 тыс. км. Марс вращается вокруг своей оси с периодом 24 ч 37,5 мин. Ось его вращения наклонена к плоскости орбиты на угол 24—25°, т. е. почти так же, как и у Земли (23,5°).

Марс — пока единственная планета солнечной системы, для которой мы довольно точно знаем атмосферное давление на уровне поверхности — около 65 мм рт. ст., а также имеем возможность наблюдать в телескоп поверхность планеты\*.

Вряд ли следует преувеличивать глубину наших познаний относительно состава атмосферы Марса, но по последним данным его атмосфера состоит в основном из азота (~98%), а также содержит углекислый газ (0,6%). Кислород в атмосфере Марса пока что не обнаружен и, по-видимому, его там нет или очень мало. Обобщенное количество свободной мигрирующей воды на Марсе невелико — если всю ее равномерно распределить по его поверхности, то получится слой толщиной в десятые доли миллиметра, в то время как на Земле средняя толща гидросферы около трех километров.

Наличие на Марсе полярных шапок, «морей», растительности и пустынь, «каналов», как и предположение многих ученых о жизни на Марсе, хорошо известны. Менее известно читателю, вероятно, то, что примерно такое же количество ученых придерживается в отношении возможности жизни на Марсе весьма скептических, а часто и прямо отрицательных взглядов.

Доводы этой группы ученых сводятся в основном к тому, что никакой земной организм на Марсе не выжил бы. В то же время на Земле имеются значительные безжизненные пространства (вершины гор, высокогорные пустыни). Ничто, кроме природных условий, не мешает нашей чрезвычайно гибкой и разнообразной земной жизни занять эти пространства, однако жизнь отстает перед суровостью природы этих районов. Почему же спрашивают ученые, земная жизнь не в состоянии приспособиться к условиям на нашей планете, а марсиан-

---

\* Наблюдать поверхность планеты мы можем также у Меркурия, но при гораздо большей ее удаленности от нас и в худших условиях видимости.

ская — приспособилась к гораздо более суровым условиям поверхности Марса? Рассуждения о том, что жизни на Земле и так хватает места, конечно, несостоятельны. Спор этот окончательно может быть решен только с помощью прямого исследования поверхности Марса. Сейчас мы не слишком твердо представляем себе граничные физико-химические условия, в которых заключена область устойчивости жизни \*, а главное, не можем быть уверены, что на Марсе условия всюду такие, как они нам представляются с расстояния 50 млн. км \*\*.

Таким образом, даже краткой справки о планете Марс и ее величайшей тайне достаточно, чтобы считать эту планету важнейшим объектом космических исследований.

Вернемся к анализу возможности экспедиции на Марс. Вначале рассмотрим более простой случай — баллистический, когда двигатели ракеты работают лишь в течение очень короткого времени, а основное время ракета движется по инерции и под влиянием полей тяготения. Ясно, что, удалившись от Земли со скоростью  $\Delta v_1$  ( $v_1$  — скорость Земли на орбите), ракета превратится в планету солнечной системы, движущуюся по эллиптической \*\*\* орбите в соответствии с законами Кеплера. Нам нужно, чтобы искомая эллиптическая орбита проходила через орбиты Земли и Марса, а также чтобы в момент пересечения ракетой орбиты Марса, он оказался бы в той же точке своей орбиты. Таких эллиптических, да и не только эллиптических, а и параболических и гиперболических орбит может быть бесчисленное множество, так как задача формулируется нами пока

---

\* Предположив, что жизненные процессы могут протекать только в водной среде, мы приходим к выводу, что жизнь невозможна, если температура никогда не поднимается выше нуля. Если же подходящей средой может служить какая-либо другая жидкость, например аммиак, этиловый спирт или его водный раствор, то температура, при которой будет возможна активная жизнь, снизится до  $-100^\circ\text{C}$ .

\*\* Для более подробного знакомства со взглядами сторонников жизни на Марсе рекомендуем книгу Г. Спенсера-Джонса [10], для ознакомления со взглядами скептиков — книгу Ж. Вокулера [11] и, наконец, читателям, интересующимся серьезными доводами против жизни на Марсе, советуем прочесть книгу советских ученых — академиков А. И. Опарина и В. Г. Фесенкова [12].

\*\*\* Если  $\Delta v_1$  меньше  $\sim 13$  км/сек.

неоднозначно найти коническое сечение\*, имеющее фокусом Солнце и проходящее через две заданные точки (Земля и Марс). Очевидно, мы должны искать такой эллипс, для которого  $\Delta v_1$ , т. е. скорость по выходе из сферы земного притяжения, минимальна. Хотя результат решения этой задачи достаточно хорошо известен, нам кажется полезным привести одно из наиболее

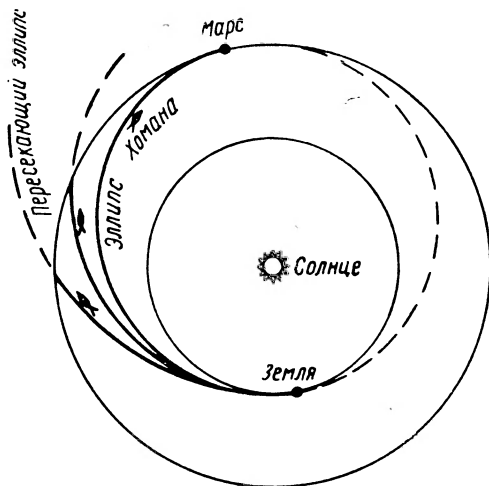


Рис. 24. Различные траектории перелета с орбиты Земли на орбиту Марса.

простых ее решений, укладывающееся в рамки элементарной школьной математики. Предположим, что Земля и Марс обращаются вокруг Солнца в одной плоскости и по круговым орбитам. Радиус орбиты Земли  $r_1 = 149,68 \cdot 10^6$  км, радиус орбиты Марса  $r_2 = 228,06 \cdot 10^6$  км. Нарисовав на листе бумаги эти две концентрические орбиты (рис. 24), мы видим, что существует бесконечное число эллипсов, пересекающих обе орбиты, но только один из них касается одновременно обеих орбит. Этот эллипс и есть искомый, обеспечивающий достижение Марса при минимальной начальной скорости. Действительно, если мы увеличим скорость сверх  $\Delta v_{1 \text{ мин}}$ , то получим пересекающий эллипс, если

\* Коническое сечение: круг, эллипс, парабола или гипербола.

скорость уменьшим хотя бы немного, то апогей\* эллипса не достигнет орбиты Марса.

Может показаться, что выгоднее давать приращение скорости  $\Delta v_1$  не в направлении скорости кругового движения Земли, а прямо в направлении орбиты Марса, т. е. перпендикулярно к  $v_1$  (к скорости Земли). Вспомним, однако, что для того чтобы достичь орбиты Марса, нам нужно преодолеть энергетический потенциал солнечного тяготения, а значит добиться с помощью минимального приращения скорости  $\Delta v_1$  максимального приращения кинетической энергии в системе координат, связанной с Солнцем. Сравним приращения энергии, которые мы получим в первом и во втором случае: допустим  $v_1 = 30$  км/сек и  $\Delta v_1 = 3$  км/сек. Тогда, в случае  $\Delta v_1 \parallel v_1$ , скорости складываются алгебраически, и по отношению к Солнцу ракета будет двигаться со скоростью 33 км/сек. Если же  $\Delta v_1 \perp v_1$ , то, применяя обычные правила векторного сложения скоростей, получим, что результирующая скорость ракеты, хотя и будет по направлению несколько больше обращена к Марсу, но по величине составит всего лишь  $\sqrt{3^2 + 30^2} = 30,015$  км/сек.

Ясно, что в первом случае приращение энергии будет во много раз больше, чем во втором. Этот пример очень поучителен. Он подчеркивает, что между приращениями скорости и энергии существует сложная связь, в чем мы еще не раз убедимся в дальнейшем.

Таким образом, если мы заинтересованы в том, чтобы в *определенной системе координат* увеличить кинетическую энергию ракеты, мы должны увеличивать ее скорость в направлении уже имеющейся скорости в той же системе координат, т. е. ускорение должно быть параллельно скорости. Это очень важный принцип космической баллистики.

Выделенный нами эллипс, касающийся одновременно орбит Земли и Марса, носит название переходного эллипса минимальной энергии или эллипса Хомана. Определим скорость движения ракеты в перигее и апогее этого эллипса, т. е. в точке старта и в момент приближения к Марсу. С этой целью напишем для одного

---

\* Апогей — максимально удаленная, перигей — самая близкая к центру масс точка орбиты.



килограмма массы, движущегося по эллипсу, закон сохранения энергии и закон сохранения момента количества движения

$$\frac{m(v_1 + \Delta v_1)^2}{2} + \frac{mU}{r_1} = \frac{m(v_2 - \Delta v_2)^2}{2} + \frac{mU}{r_2};$$

$$m(v_1 + \Delta v_1)r_1 = m(v_2 - \Delta v_2)r_2.$$

Здесь  $m$  — в килограммах;  $v$  — в метрах в секунду;  $v_1$  и  $v_2$  — скорость движения по орбите Земли и Марса;  $r$  — в метрах и  $mU/r$  — потенциальная энергия поля солнечного тяготения в джоулях (т. е. мы пользуемся системой единиц СИ). Для Солнца  $U = -1,329 \cdot 10^{20} \text{ м}^3/\text{сек}^2$ .

Полученная система уравнений легко решается. Находим

$$(v_1 + \Delta v_1)^2 = -\frac{2Ur_2}{r_1(r_1 + r_2)}; \quad (v_2 - \Delta v_2)^2 = -\frac{2Ur_1}{r_2(r_1 + r_2)}.$$

Подставляя  $r_1$  для Земли и  $r_2$  для Марса, получим

$$v_1 + \Delta v_1 = 32,74 \text{ км/сек}; \quad v_2 - \Delta v_2 = 21,7 \text{ км/сек}$$

или

$$\Delta v_1 \approx 3 \text{ км/сек}; \quad \Delta v_2 \approx 2,4 \text{ км/сек}.$$

Таким образом, чтобы попасть в окрестность Марса с нулевой по отношению к нему скоростью, мы должны, во-первых, сообщить ракете скорость по выходе из сферы земного притяжения не менее  $3 \text{ км/сек}$ , и, во-вторых, в момент сближения с Марсом (причем Марс будет догонять ракету) увеличить скорость ракеты еще на  $2,4 \text{ км/сек}$  и перейти к маневрированию и посадке. Ради точности необходимо отметить, что мы в принципе можем и не расходовать горючее на торможение вблизи Марса, а по примеру небезызвестных читателю «астронавтов» с Тунгусского метеорита, не делая ни одного витка вокруг Марса (так как мы находимся по отношению к нему на гиперболической орбите), врезаться в марсианскую атмосферу со скоростью  $5,5 \text{ км/сек}$  и предоставить его писателям богатую пищу для научной фантастики.

Интересно подсчитать величину характеристической скорости перелета Земля — Марс. Попутно мы увидим, что эта величина неоднозначна и во многом зависит от того, в каких местах пути мы включаем двигатели ра-

кеты. Рассмотрим первую схему полета: старт с поверхности Земли — выход на околоземную орбиту. Характеристическая скорость этого участка  $10 \text{ км/сек}$ . Далее сообщим ракете скорость  $3 \text{ км/сек}$ , достаточную для выхода за пределы земного притяжения. По выходе из этой сферы (на расстоянии  $\sim 1$  млн. км от Земли) вновь ускорим полет ракеты на  $3 \text{ км/сек}$ , перейдя на эллипс Хомана, и достигнем окрестностей Марса. Вблизи Марса (на расстоянии  $\sim 200\text{—}300$  тыс. км от него) погасим разницу в скоростях  $2,4 \text{ км/сек}$  почти до нуля и начнем падение на Марс по параболической орбите, рассчитав эту орбиту так, чтобы ее перигей располагался с обратной стороны Марса на расстоянии  $\sim 1000$  км от его поверхности. Достигнув перигея, ракета под действием поля тяготения планеты вновь приобретет скорость по отношению к Марсу  $\sim 4,4 \text{ км/сек}$ . В этот момент еще раз изменим скорость ракеты в сторону уменьшения на  $1,3 \text{ км/сек}$ . Теперь наша ракета будет обращаться вокруг Марса по круговой орбите на расстоянии  $1000$  км от поверхности планеты. Изучив поверхность Марса и выбрав место для посадки, мы сможем уже почти без затраты топлива погасить остаток скорости в атмосфере планеты. Характеристическая скорость такого перелета получается равной:  $10 + 3 + 3 + 2,4 + 1,3 = 19,7 \text{ км/сек}$ .

Теперь рассмотрим несколько иной режим ускорения. Старт с поверхности Земли на околоземную орбиту  $10 \text{ км/сек}$ . Далее ускорим полет ракеты не на  $3$ , а сразу на  $3,65 \text{ км/сек}$ . В этом случае, как мы видели во введении, ракета унесет с собой не избыток скорости, а избыток энергии и покинет сферу земного притяжения со скоростью  $3 \text{ км/сек}$ , что нам и нужно. Подлетая к Марсу, точно скорректируем гиперболическую орбиту и в момент прохождения мимо него на расстоянии  $1000$  км со скоростью  $5,2 \text{ км/сек}$  включим двигатели и уменьшим скорость на  $2,1 \text{ км/сек}$ . Тем самым мы осуществим переход с гиперболической орбиты на круговую, как и в предыдущем варианте. Еще раз подведем итог:  $10 + 3,65 + 2,1 = 15,75 \text{ км/сек}$ . Разница очень заметная, особенно если рассматривать полет с момента старта с околоземной орбиты, а не с поверхности Земли. С момента старта с околоземной орбиты характеристическая скорость полета по первому варианту  $9,7 \text{ км/сек}$ , по второму варианту  $5,75 \text{ км/сек}$ . А, может быть, существует

третий, еще более выгодный вариант? И вообще, откуда эта разница в характеристической скорости и соответственно в потреблении горючего, хотя траектории полета и преодолеваемые энергетические потенциалы в обоих случаях одни и те же? Куда девалась энергия сгоревшего топлива?

Чтобы понять этот парадокс, замеченный и объясненный впервые Ф. А. Цандером [13], рассмотрим еще более характерный пример. Отвлечемся от того, что во время приближения к Солнцу его тепловое излучение разрушит любую конструкцию. Пошлем ракету в направлении, обратном направлению движения Земли вокруг Солнца, сообщив ей скорость  $26 \text{ км/сек}$ , так что у нее останется лишь небольшая часть скорости вращения  $\sim 4 \text{ км/сек}$ , и она начнет по очень сильно вытянутому эллипсу приближаться к Солнцу. Воспользуемся полученными выше формулами, которые нам удобнее записать в виде

$$v_1^2 = -\frac{2Ur_2}{r_1(r_1+r_2)}; \quad v_2^2 = -\frac{2Ur_1}{r_2(r_1+r_2)},$$

где  $v_1$  и  $r_1$  относятся к перигею, а  $v_2$  и  $r_2$  — к апогею орбиты ракеты. Подставляя численные значения  $v_2 = 4 \text{ км/сек}$  и  $r_2 = 149,7 \cdot 10^6 \text{ км}$ , получим  $r_1 = 1,3 \cdot 10^6 \text{ км}$  и  $v_1 = 450 \text{ км/сек}$ .

Теперь в перигее эллиптической орбиты вновь включим двигатели и ускорим полет ракеты на  $26 \text{ км/сек}$ , так что  $v_1$  станет равной  $476 \text{ км/сек}$ , затем проследим дальнейший полет ракеты. После второго ускорения кинетическая энергия ракеты достигла  $1,1328 \cdot 10^{11} \text{ дж/кг}$ . Потенциальная энергия солнечного притяжения в перигее орбиты составляет  $1,0223 \cdot 10^{11} \text{ дж/кг}$ , а на уровне орбиты Земли  $0,89 \cdot 10^9 \text{ дж/кг}$ . Разность в величине потенциальных энергий  $1,0134 \cdot 10^{11} \text{ дж/кг}$  равна потере кинетической энергии ракетой в тот момент, когда она вновь достигнет орбиты Земли. Энергия, оставшаяся у ракеты, равна  $0,1194 \cdot 10^{10} \text{ дж/кг}$ , и наша ракета, вновь выйдя к орбите Земли, сохранит остаток скорости, равный  $154,5 \text{ км/сек}$ !

Таким образом, если бы мы израсходовали все топливо на орбите Земли, мы сообщили бы ракете скорость  $30 + 26 + 26 = 82 \text{ км/сек}$ , а проделав «фокус» в поле тяготения Солнца, извлекли «из ничего» более  $70 \text{ км/сек}$

дополнительной скорости и соответствующий огромный запас энергии. Откуда же она взялась?

На первый взгляд мы имеем дело либо с арифметическим фокусом, и в природе, если действительно проделать этот эксперимент, так не получится, либо закон сохранения энергии оказался нарушенным, так как извлечь энергию из поля тяготения — поля центральных сил — нельзя. Разгадка этого парадокса удивительно проста. Ведь закон сохранения энергии справедлив лишь для замкнутой системы, т. е. не для ракеты, а для ракеты и всей массы вылетевшего из нее топлива.

Дело не в том, что закон сохранения энергии справедлив в одной и несправедлив в другой системе координат. Он справедлив в любой инерциальной (т. е. в данном случае не в земной, но в солнечной или галактической) системе координат, но записываться он для ракеты должен следующим образом:

$$\left| \begin{array}{l} \text{кинетическая} \\ \text{энергия ракеты} \end{array} \right| + \left| \begin{array}{l} \text{потенциальная} \\ \text{энергия ракеты} \end{array} \right| + \left| \begin{array}{l} \text{кинетическая} \\ \text{энергия отброшен-} \\ \text{ных масс} \end{array} \right| + \\ + \left| \begin{array}{l} \text{потенциальная энергия} \\ \text{отброшенных масс} \end{array} \right| = \left| \text{const} \right| + \left| \begin{array}{l} \text{механическая работа,} \\ \text{затраченная двигателем} \\ \text{ракеты на отбрасывание} \\ \text{массы} \end{array} \right|$$

К этому нужно еще добавить, что мы на нашей земной орбите находимся вблизи края потенциальной ямы солнечного тяготения (см. рис. 2). Поэтому, переводя часть массы ракеты — топливо — на внутренние орбиты, более близкие к Солнцу и расположенные на гораздо более низких уровнях потенциальной ямы солнечного тяготения, мы как раз с помощью закона сохранения энергии и получим для оставшейся массы энергетический выигрыш. Теперь мы можем сформулировать еще одно правило космической баллистики: для уменьшения характеристической скорости перелета нужно включать двигатели ракеты как можно ближе к массивным телам: Солнцу, Земле, Марсу. При этом отброшенное топливо будет обращаться по орбитам с большей отрицательной потенциальной энергией, и энергетический выигрыш будет максимальным. Наша вторая схема полета к Марсу как раз и отвечает этому правилу: двигатели ракеты работают только на высоте 300 км над Землей и 1000 км над Марсом, поэтому *дальнейшее*

уменьшение характеристической скорости этого перелета невозможно.

Заметим, что и на Земле нам встречаются аналогичные проявления кажущегося несохранения энергии. Например, при падении водяной капли с высоты 1 м некоторые брызги могут взлететь и выше этого уровня. На этом же принципе перераспределения энергии основана работа гидравлического тарана. Производя кумулятивный взрыв, можно в его фокусе получить температуру в сто и более тысяч градусов, хотя средняя температура газов после взрыва никаким расположением взрывчатого вещества изменена быть не может. Молекулы газа покидают атмосферу Земли, хотя их средняя скорость для этого далеко не достаточна. Словом, в природе нет недостатка в примерах, когда перераспределение энергии внутри некоторой системы приводит к ее концентрации у одной части системы в ущерб другой ее части.

Между прочим, недалеко то время, когда доказывали, что космический полет с помощью химического топлива вообще невозможен, так как энергосодержания этого топлива недостаточно, чтобы поднять даже самого себя, однако принцип реактивного движения позволяет концентрировать энергию у конечной массы ракеты, а также перераспределять потенциальную энергию поля тяготения между конечной массой и топливом.

На разборе энергетики баллистического полета к Марсу мы так подробно остановились потому, что нам все равно пришлось бы это сделать при переходе к рассмотрению полета с постоянной тягой. Но предварительно мы должны на более простом примере баллистического полета решить вопрос о его разумной продолжительности.

Продолжительность баллистического полета в один конец от Земли до Марса (или от Марса до Земли), равна половине времени обращения ракеты по эллипсу Хомана. Определим это время. Для решения задачи воспользуемся законом сохранения момента количества движения ракеты на орбите

$$m\bar{v} \times \bar{r} = \text{const}$$

$(\bar{v} \times \bar{r})$  — векторное произведение вектора  $\bar{v}$  на вектор  $\bar{r}$ .  
Поскольку  $m = \text{const}$ ,  $\bar{v} \times \bar{r} = \text{const} = \bar{v}_1 \times \bar{r}_1 = \bar{v}_2 \times \bar{r}_2$  ( $\bar{v}_1$  и

$\vec{v}_2$  — скорость движения ракеты в перигее и апогее эллипса, где  $\vec{v} \perp \vec{r}$ ). Но модуль  $|\vec{v} \times \vec{r}|$  по правилам векторной алгебры есть  $|\vec{v}| \cdot |\vec{r}| \cdot \sin(\vec{v}, \vec{r})$  и численно равен удвоенной площади треугольника, омеяемого радиусом-вектором ракеты, проведенным из Солнца, за одну секунду. Таким образом, попутно мы установили один из

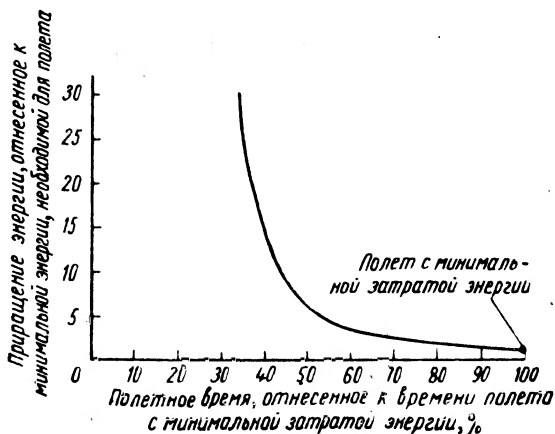


Рис. 25. Зависимость, показывающая экономию времени в функции затрат энергии по сравнению с минимальной энергией, необходимой для полета с Земли на Марс.

законов Кеплера: радиус-вектор планеты омеяет каждую секунду одну и ту же площадь. Значит, время полного оборота в секундах равно площади эллипса Хомана  $lab$  ( $a$  и  $b$  — большая и малая полуоси эллипса), деленной на половину произведения  $|\vec{v}_1| \cdot |\vec{r}_1|$  или  $|\vec{v}_2| \cdot |\vec{r}_2|$

$$T = \frac{\pi}{\sqrt{2}} \frac{1}{\sqrt{-U}} (r_1 + r_2)^{3/2}.$$

Для  $r_1$  — Земли и  $r_2$  — Марса получим  $1/2 T = 260$  дней.

Двести шестьдесят дней — это максимальное время полета от Земли к Марсу по баллистической траектории минимальной энергии. Если в качестве траектории полета взять пересекающий эллипс, то время полета несколько сократится, зато характеристическая скорость резко увеличится. На рис. 25 показана зависимость

энергетических потерь от времени перелета. Видно, что существенную экономию во времени перелета можно получить лишь ценой многократного роста энергетических потерь.

Мы могли бы получить полное время перелета Земля — Марс — Земля удвоением времени полета к Марсу, но, стартовав с Марса тотчас же после посадки и достигнув орбиты Земли, мы нашей планеты не встретим. Ведь время обращения ракеты по эллипсу Хома — 520 дней, гораздо больше земного года. Не задерживаясь на Марсе, мы через 520 дней прилетим в ту же точку земной орбиты, откуда стартовали, но Земля за это время уже успела один раз вновь (через 365 дней после старта) побывать в этой точке, так что мы опоздали на  $520 - 365 = 155$  дней. Если бы мы могли «подждать» Землю в этой точке, нам пришлось бы ждать  $365 - 155 = 210$  дней. Но остановиться в заданной точке земной орбиты и при этом еще не упасть на Солнце — задача нереальная. Нам придется ждать на Марсе, а поскольку Марс движется в ту же сторону, что и Земля, но с меньшей угловой скоростью, придется ждать дольше. Время ожидания на Марсе будет равно:

$$210 \text{ дней} \frac{\text{(угловая скорость Земли)}}{\text{(разница угловых скоростей Земли и Марса)}} =$$

$$= 210 \text{ дней} \frac{1}{\frac{365}{\frac{1}{365} - \frac{1}{684}}} = 448 \text{ дней.}$$

Таким образом, полное время полета на Марс по баллистической траектории получается равным:  $260 + 448 + 260 = 968$  дней = 2,65 года.

Теперь мы можем перейти к рассмотрению наиболее интересного для нас случая полета в космическом пространстве с небольшой, но постоянной тягой. Рассмотрим тело постоянной массы  $m$ , обращающееся вокруг Земли или другого небесного тела по круговой орбите на расстоянии  $r_0$  (в метрах).

В момент времени  $t_0 = 0$  включим двигатель, создающий силу тяги  $F$  (в ньютонах), причем направление силы тяги будет всегда параллельно скорости тела. Поскольку мы прилагаем силу в направлении движения тела, мы

увеличиваем его общую энергию, и рассматриваемая масса начнет раскручиваться вокруг Земли по спирали, в то же время *уменьшая* свою скорость.

Чтобы не делать слишком сложных расчетов, предположим, что изменение расстояния массы от центра раскручивания за один оборот невелико, т. е.

$$\frac{r_{n+1} - r_n}{r_n} \ll 1.$$

Применим к рассматриваемому движению закон сохранения энергии

$$Fv(r) dt = \left( \frac{mU}{r+dr} - \frac{mU}{r} \right) + \frac{m}{2} [v^2(r+dr) - v^2(r)],$$

где  $Fv(r) dt$  — работа силы тяги за время  $dt$ ;

$\left( \frac{mU}{r+dr} - \frac{mU}{r} \right)$  — изменение потенциальной энергии;

$\frac{m}{2} [v^2(r+dr) - v^2(r)]$  — изменение кинетической энергии.

Читатель, интересующийся этим расчетом, пусть убедится в том, что  $v(r) = \sqrt{\frac{-U}{r}}$ . С учетом этого соотношения наше равенство переписывается в виде

$$F \sqrt{\frac{-U}{r}} dt = mU \left( \frac{1}{r+dr} - \frac{1}{r} \right) + \frac{m}{2} \left( -\frac{U}{r+dr} + \frac{U}{r} \right)$$

или

$$F \sqrt{\frac{-U}{r}} dt = -\frac{mU}{2} - \frac{dr}{r^2}$$

( $U$  — отрицательная величина). Разрешая уравнение относительно  $dt$ , получим

$$dt = \frac{m\sqrt{-U}}{2F} r^{-1,5} dr.$$

Это выражение легко интегрируется

$$T = \frac{m\sqrt{-U}}{2F} \int_{r_0}^{r_1} r^{-1,5} dr = \frac{m\sqrt{-U}}{F} \left( \frac{1}{\sqrt{r_0}} - \frac{1}{\sqrt{r_1}} \right)$$



или

$$r_1 = \frac{r_0}{\left(1 - \frac{F \sqrt{r_0}}{m \sqrt{-U}} T\right)^2}.$$

Полученное выражение достаточно хорошо описывает процесс ускорения по спирали до тех пор, пока шаг спирали не становится слишком большим, т. е. до одного-двух последних витков.

Пользуясь этим выражением, мы можем определить время, необходимое для перехода с орбиты  $r_0$  на орбиту  $r_1$ , в частности время выхода за пределы поля тяготения ( $r_1 \rightarrow \infty$ ) будет равно

$$T_{\text{осв}} = \frac{m \sqrt{-U}}{F \sqrt{r_0}}.$$

Для ориентировки возьмем численный пример. Пусть  $m = 1 \text{ т} = 10^3 \text{ кг}$ ;  $F = 1 \text{ ньютон} = 102 \text{ Г}$ ;  $r_0 = 6,67 \cdot 10^6 \text{ м}$  (300-километровая орбита). Для земли  $U$  равно минус  $3,98 \cdot 10^{14} \text{ м}^3/\text{сек}^2$ . В этом случае

$$T_{\text{осв}} = \frac{10^3 \sqrt{3,98 \cdot 10^{14}}}{1 \sqrt{6,67 \cdot 10^6}} = 0,77 \cdot 10^7 \text{ сек} = 89 \text{ суток}.$$

Таким образом, под действием силы тяги, равной  $10^{-4}$  от веса массы на уровне земной поверхности, эту массу можно вывести с околоземной орбиты за пределы действия земного тяготения в течение трех месяцев.

На рис. 26 схематически показана траектория выхода тела за пределы земного тяготения под действием постоянной тяги. Изображение в масштабе рисунка нескольких сотен витков реальной траектории, конечно, невозможно.

В течение всего времени раскручивания массы вокруг Земли ее скорость непрерывно уменьшалась от  $7,7 \text{ км/сек}$  до весьма малой величины на последнем витке раскручивания и лишь затем, после выхода за пределы земного тяготения, вновь стала возрастать. Тем не менее вопрос о характеристической скорости выхода за пределы земного тяготения под действием постоянной малой силы тяги имеет следующий смысл: если бы

масса в 1 т двигалась под действием той же силы в 1 н в пространстве без поля тяготения в течение тех же 89 дней, то при этом горючего (или рабочего тела и энергии) было бы затрачено ровно столько же, однако скорость массы возросла бы на совершенно определенную величину — на величину характеристической скорости, которая здесь, как и в других случаях, призвана контролировать энергетические затраты.

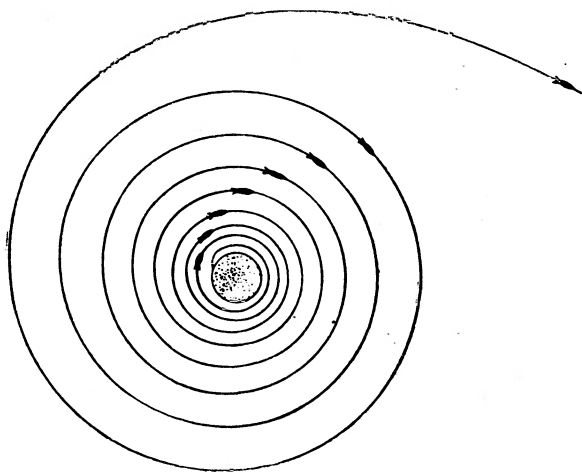


Рис. 26. «Раскручивание» космического корабля, имеющего двигатель постоянной тяги. Ускорение равно  $10^{-4} g$ . Время раскручивания составляет 92 дня при высоте начальной орбиты 500 км.

Под действием силы в 1 н масса в 1 т двигалась бы с ускорением  $0,1 \text{ см/сек}^2$  и через  $0,77 \cdot 10^7 \text{ сек}$  приобрела бы характеристическую скорость, равную  $7,7 \text{ км/сек}$ , так что *характеристическая скорость выхода за пределы поля тяготения под действием постоянной малой силы тяги равна скорости на первоначальной орбите.*

Учитывая сказанное выше про характеристическую скорость, мы не будем пояснять полученный результат. Естественно, что для перехода с весьма удаленной орбиты на 300-километровую с целью последующей посадки нам придется проделать весь путь в обратном порядке, затратив на него такое же время и столько же

энергии. Не затрудняя читателя совершенно аналогичными расчетами, приведем результат их и для Марса — с 1000-километровой орбиты\*.

Время раскручивания вокруг Марса при том же отношении силы тяги к массе 41 день. Характеристическая скорость выхода за пределы орбиты Марса 3,53 км/сек.

Вблизи Земли и Марса поле тяготения меняется особенно сильно. Путь от Земли до Марса в поле солнечного тяготения в энергетическом смысле гораздо более пологий и требует меньшего расхода энергии в единицу времени и меньшей силы тяги (ведь время полета во избежание перерасхода энергии не может быть слишком малым). Но мы не можем себе позволить делать с целью достижения Марса несколько спиральных витков вокруг Солнца — это слишком долго, и по результатам предыдущих расчетов чувствуется, что такая перспектива нам не грозит.

Если исследуемая масса вышла за пределы поля земного тяготения за 89 дней, то при той же силе тяги она выйдет на эллипс Хомана за 34 дня, т. е. через 34 дня после выхода за пределы земного тяготения двигатель придется выключить, чтобы не оказаться на пересекающем эллипсе. Точно так же за 28 дней до входа в сферу тяготения Марса двигатель нужно будет включить, чтобы выровнять скорости ракеты и Марса. Практически в случае полета на Марс соотношение гравитационных потенциалов и расстояний таково, что движение под действием постоянной в течение всего полета силы хотя и вполне возможно, но невыгодно в том же смысле, в котором невыгодно движение с постоянной скоростью автомобиля по дороге, имеющей сложный профиль.

В заключение этого раздела рассмотрим полную величину характеристической скорости перелета с околоземной орбиты на орбиту, расположенную вблизи поверхности Марса.

---

\* Мы не случайно берем для Марса 1000-километровую орбиту. Хотя плотность атмосферы у поверхности Марса в 10 раз меньше, чем на Земле, но вследствие меньшей силы тяжести вертикальный градиент плотности в его атмосфере также намного меньше, и на высоте ~28 км плотности атмосфер Земли и Марса уже равны, а далее атмосфера Марса плотнее атмосферы Земли.

В том виде, в котором мы только что рассмотрели схему полета, характеристическая скорость получается равной  $7,7+3,0+2,4+3,5=16,6$  км/сек — в 2,9 раза больше, чем в оптимальном баллистическом варианте. Если перелет на Марс совершить не по эллипсу Хомана, а по спирали с весьма малой постоянной тягой, то, пользуясь приведенными выше формулами, получим харак-

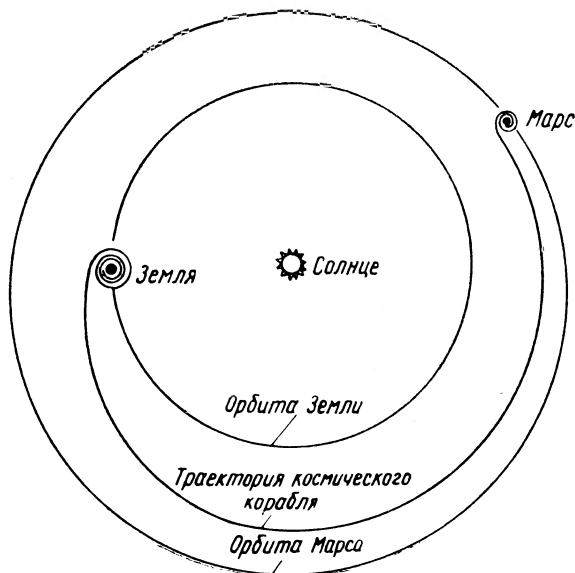


Рис. 27. Траектория полета к Марсу под действием постоянной малой тяги. Размер спиральных участков траектории сильно преувеличен.

теристическую скорость этого участка 5,6 км/сек, т. е. почти то же самое, что и для эллипса Хомана. На рис. 27 показана траектория полета космического корабля от Земли к Марсу под действием малой тяги. Размер спиральных участков траектории сильно преувеличен.

Есть ли возможность посредством изменения режима или траектории ускорения уменьшить величину характеристической скорости? Оказывается, для спиральных участков траектории такая возможность есть, и состоит она в следующем. Надо раскручиваться вокруг Земли или Марса не по симметричной спирали, а по

эллиптической, сохраняя перигей эллипса как можно ближе к поверхности планеты и включая тягу лишь вблизи момента прохождения перигея. Траектория такого экономного способа выхода за пределы земного тяготения показана на рис. 28. Нетрудно показать, что если, например, перигей орбиты остается все время на расстоянии  $r_0$  от планеты, характеристическая скорость

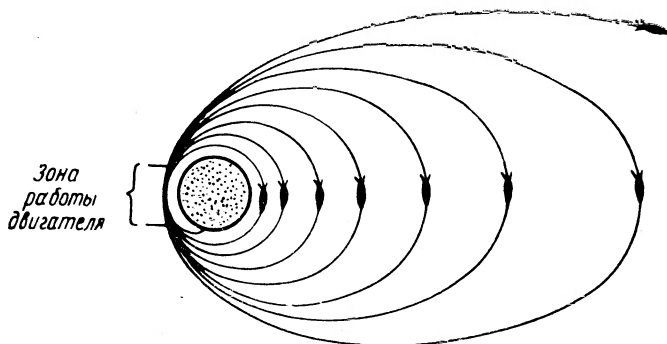


Рис. 28. Экономный способ раскручивания вокруг планеты. С помощью такого способа можно достичь экономии характеристической скорости в 2,42 раза, но только в результате многократного увеличения времени раскручивания.

выхода за пределы поля тяготения уменьшается в  $\frac{1}{\sqrt{2}-1} = 2,4$  раза, т. е. для Земли характеристическая скорость уменьшается с 7,8 до 3,2 км/сек, для Марса — с 3,5 до 1,45 км/сек. Однако вряд ли стоит особенно радоваться этой возможности — ведь такой «многократно баллистический» режим ускорения требует очень большого запаса мощности двигателей. Если же у нас такой запас есть, то открывающаяся возможность экономии нам просто не нужна.

Какие выводы мы должны сделать из нашего достаточно подробного рассмотрения энергетики полета к Марсу? Во-первых, такой полет с использованием двигателя малой тяги возможен и протекал бы на 180 дней дольше, чем баллистический\*. Во-вторых, необходимая

\* Время пребывания корабля вблизи Марса 40+40 дней вычитается из времени вынужденного ожидания на нем.

минимальная сила тяги составляет в этом случае приблизительно  $10^{-4}$  от веса космического корабля\*. В-третьих, для того чтобы использование двигателя малой тяги стало в смысле уменьшения веса выгоднее использования химической или атомной ракеты большой тяги, удельный импульс этого двигателя должен по крайней мере втрое\*\* превосходить удельный импульс ракет большой тяги.

Природа ставит перед нами трудную задачу. Ну что ж, мы ведь не можем отменить ее суровые законы, а должны познать их и считаться с ними.

### Энергетика ракетного двигателя малой тяги

В начале этой главы уже говорилось о том, что для создания тяги в космосе, необходимо иметь на космическом корабле источник энергии и запас отбрасываемой массы — рабочего тела.

Таким образом, полная масса космического корабля  $M$  складывается из трех главных элементов:  $m_0$  — полезной массы,  $m_w$  — массы энергостанции и  $m_{отбр}$  — массы отбрасываемого в процессе полета рабочего тела. Величину  $m_w$  мы можем считать не изменяющейся в процессе полета в обоих практически важных случаях: если энергостанция атомная и если она солнечная;  $m_0$  также в первом приближении можно считать постоянной, несмотря на то что она включает в себя расходимые элементы: пищу, кислород, приборы, ненужные на обратном пути.

Очевидно, соотношение между тремя составляющими  $m_0$ ,  $m_w$ , и  $m_{отбр}$  мы можем брать любое; кроме того, мы можем регулировать энергетику системы, меняя скорость отбрасывания рабочего тела. Хотя в этих условиях и можно написать общие выражения, например, для времени полета, но исследовать полученные сложные формулы будет затруднительно. Мы пойдем по

---

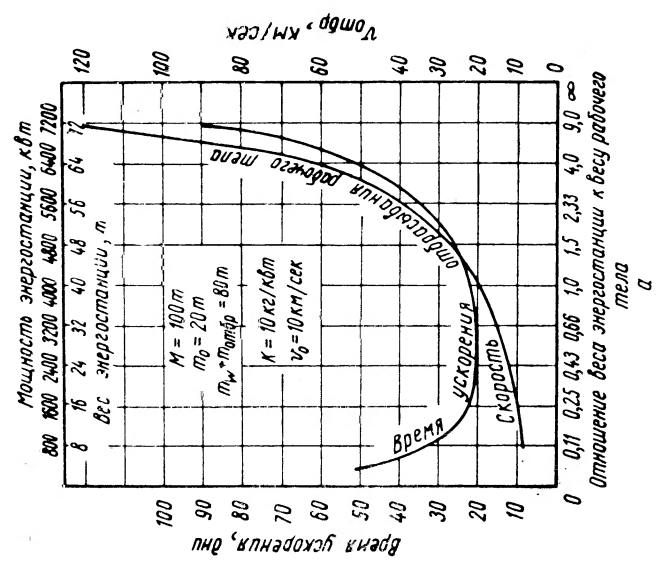
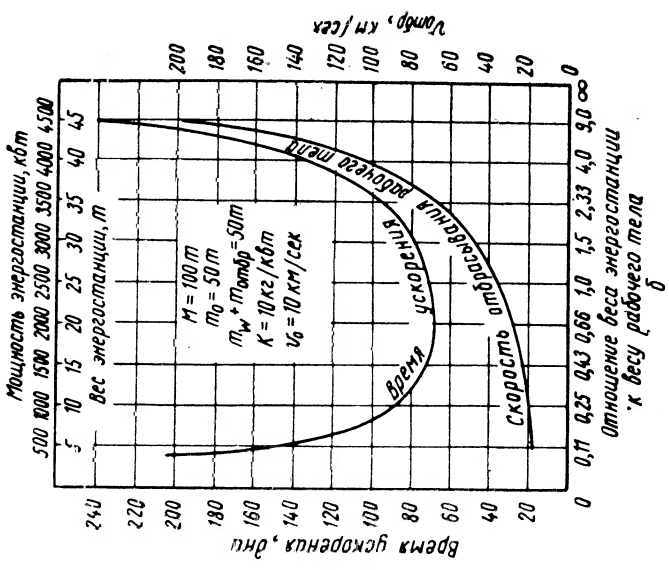
\* Если сила тяги будет меньше  $10^{-4}$  от веса корабля, время перелета сильно возрастет из-за большей длительности раскручивания корабля вокруг Земли и Марса. Если же сила тяги корабля будет меньше  $2,5 \cdot 10^{-5}$  его веса, то он вообще не достигнет Марса за полвитка спирали.

\*\* Без учета веса энергостанции.

другому пути — пути графического рассмотрения задачи. Для этого, во-первых, заметим, что полная масса космического корабля определяется возможностями предоставленных в наше распоряжение ракет большой тяги, т. е. ее можно считать постоянной. Условно будем считать  $M = 100$  т.

Нам особенно важно соотношение между полезной массой  $m_0$  и в некотором смысле бесполезной  $m_w + m_{\text{отбр}}$ . Рассмотрим варианты, когда  $m_0$  равна 90, 75, 50 и 20 т, т. е. составляет такое же число процентов от общей массы. В первом случае на долю  $m_w + m_{\text{отбр}}$  приходится 10 т. Мы можем распорядиться этой массой по-разному. Можем взять энергостанцию с массой в 1 т и рабочее тело с массой в 9 т, можем сделать  $m_w = m_0 = 5$  т и т. д. Какое соотношение выгоднее?

Второй вопрос, который перед нами возникает, с какой скоростью выгоднее всего отбрасывать рабочее тело? Поставим задачу более определенно. Пусть нам требуется при полном израсходовании рабочего тела достичь характеристической скорости 10 км/сек. Какова должна быть скорость отбрасывания рабочего тела и какое соотношение нужно взять между  $m_w$  и  $m_{\text{отбр}}$ , чтобы время достижения этой скорости было минимальным? Для решения задачи предположим, что мощность энергостанции  $\omega$  (квт) пропорциональна ее массе  $m_w$ . Коэффициент пропорциональности  $K = m_w/\omega$  принято в соответствующей технической литературе именовать удельной массой энергостанции. Напомним, что в качестве  $\omega$  мы рассматриваем только мощность, перешедшую в кинетическую энергию отброшенной массы, т. е. полезную мощность, а не электрическую или тем более тепловую мощность, выделяемую в процессе работы энергостанции. Для удобства пересчета примем для  $K$  округленную и в общем разумную величину 10 кг/квт. На рис. 29 представлена рассчитанная по формуле Циолковского зависимость времени ускорения и скорости отбрасывания рабочего тела от соотношения  $m_w/m_{\text{отбр}}$  для полезной массы  $m_0$ , равной 90, 75, 50 и 20 т. Как видно, минимальное время ускорения получается при больших  $m_0$  для  $m_w = m_{\text{отбр}}$ , а при средних и малых  $m_0$  — при  $m_w/m_{\text{отбр}} \simeq 0,6-0,7$ . Обращает на себя внимание очень сильная зависимость минимально-





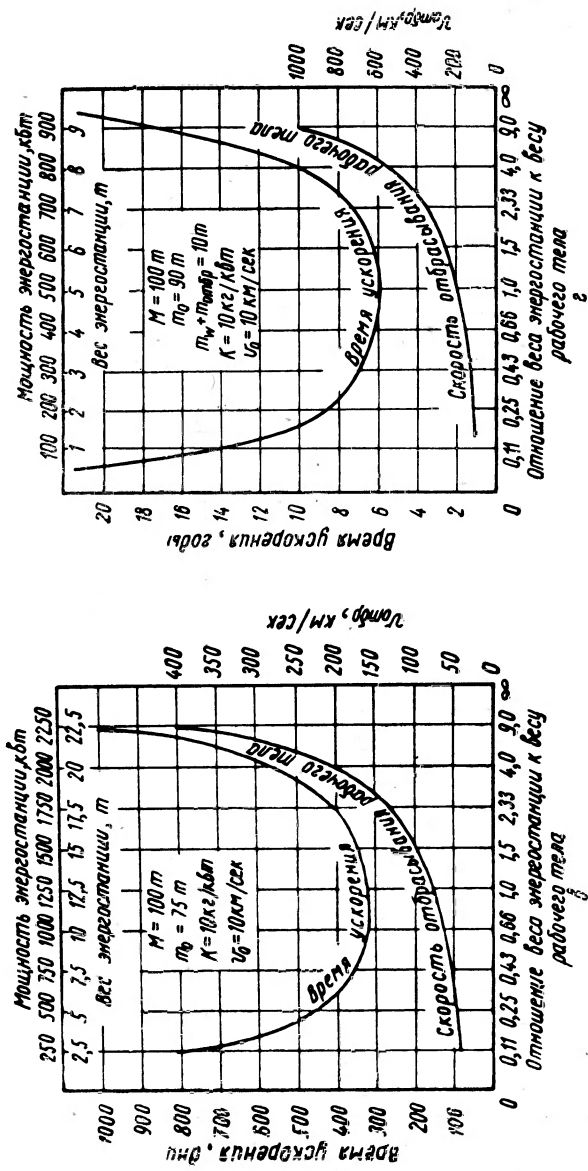


Рис. 20. Зависимость времени ускорения до скорости 10 км/сек от соотношения  $m_w/m_{\text{шпр}}$  при различных  $m_0$ : а)  $m_0 = 20$  тонн; б)  $m_0 = 50$  тонн; в)  $m_0 = 75$  тонн; г)  $m_0 = 90$  тонн.

го времени ускорения от соотношения между  $m_0$  и  $m_w + m_{отбр}$ .

На рис. 30 показана зависимость времени достижения характеристической скорости 10 км/сек от соотно-

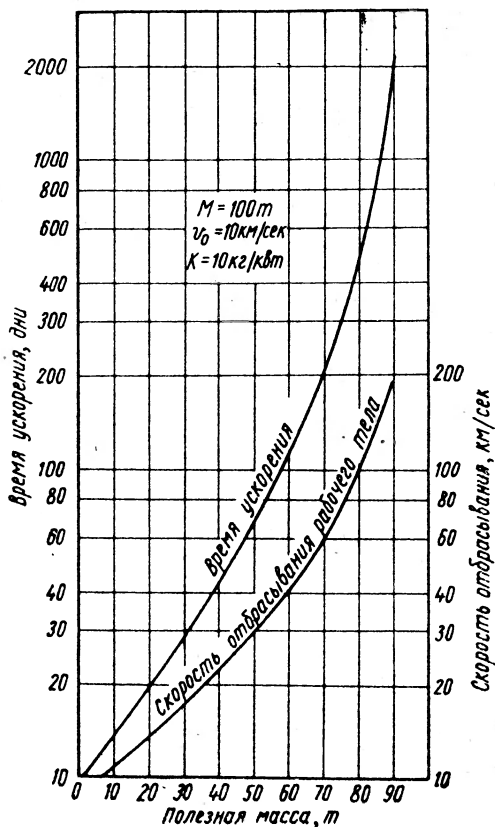


Рис. 30. Зависимость времени ускорения до скорости 10 км/сек от соотношения  $m_0/M$ .  
 Отношение  $m_w/m_{отбр}$  оптимальное.

шения между полезной массой  $m_0$  и массой энергостанции и рабочего тела  $m_w + m_{отбр}$  при сохранении оптимального соотношения между  $m_w$  и  $m_{отбр}$ .

Для построения графиков мы нарочно выбрали кратные десятки значения  $v_0$ ,  $M$  и  $K$ . Это облегчает

пользование ими при других значениях тех же величин. Пусть, например,  $v_0 = 2 \cdot 16,6 = 33,2$  км/сек — характеристическая скорость перелета с околоземной орбиты к Марсу и обратно. В этом случае время ускорения возрастает по сравнению со временем ускорения до характеристической скорости 10 км/сек в  $(33,2/10)^2 = 11$  раз.

Действительно, скорость отбрасывания рабочего тела придется увеличить в 3,32 раза, и энергия, расходуемая на его отбрасывание, возрастает пропорционально квадрату увеличения  $v_{\text{отбр}}$ . Таким образом, если рассматривать зависимость времени ускорения от отношения  $m_0/M$  именно для полета на Марс и обратно, время ускорения на рис. 30 нужно для этого случая увеличить в 11 раз.

Если принять, что двигатель работает в течение  $192 \times 2 = 384$  дней\*, то, пользуясь рис. 30 и поправочным коэффициентом 11, получим, что в случае, если мы располагаем энергостанцией с  $K = 10$  кг/квт, для космического корабля, имеющего при старте с орбиты Земли массу 100 т, полезная масса  $m_0$ , возвращающаяся на Землю, составит 36 т. Вес энергостанции будет при этом равен 26 т, вес рабочего тела — 38 т.

Полезная мощность энергостанции должна здесь составить не менее 2600 квт. Если бы мы располагали энергостанцией с  $K = 5$  кг/квт, т. е. при той же массе вдвое более мощной, то мы могли бы либо уменьшить время ускорения, либо увеличить  $m_0$  с 36 до 52 т. Мы уже отмечали, учитывая большую характеристическую скорость для траектории полета с малой тягой, что даже без учета веса энергостанции двигатель малой тяги будет выгоднее ракеты большой тяги лишь в случае, если его удельный импульс в 2,9 раза больше, чем у ракеты.

Если же учесть и оптимальный вес энергостанции, то получим следующий результат (только применительно к полету на Марс): двигатель с малой тягой будет выгоднее ракеты большой тяги, если его удельный импульс примерно в пять раз превосходит импульс ракеты.

Выгодно ли применение той системы, к которой мы пришли? Скорость отбрасывания для  $m_0 = 36$  т соста-

---

\* См. стр. 63.

вит 66 км/сек (см. рис. 30 и не забудьте про поправку 3,32). А для химических ракет, использующих длительно хранящееся топливо, удельный импульс при истечении в пустоту вряд ли превысит 270 кГ·сек/кг, т. е.  $v_{отбр} = 2,7$  км/сек. Соотношение между скоростями отбрасывания получается 24, а не 5, т. е. игра, по меньшей мере, стоит свеч: двигатель с малой тягой, несмотря на злую шутку природы с характеристической скоростью, все же намного выгоднее химических ракет. Ядерные ракеты большой тяги рассматривать здесь не стоит, так как взять с собой в длительный полет огромный запас жидкого водорода очень сложно. Значит, если можно построить энергостанцию с  $K = 10$  кг/квт и обеспечить с помощью вырабатываемой ею энергии ускорение рабочего тела до 50—100 км/сек, использование двигателей малой тяги сулит нам огромную экономию в стартовом весе космических ракет.

В заключение, перед тем как перейти к рассмотрению способов ускорения рабочего тела, оценим минимальный вес космической ракеты, стартующей на Марс, в случаях, если она целиком химическая и если она комбинированная: химическая на участке взлета с поверхности Земли и атомно-энергетическая с двигателем малой тяги на всем остальном пути перелета. Пусть полезная масса  $m_0 = 100$  т. Из них 20 т — масса ракеты большой тяги, которая должна опуститься на поверхность Марса и затем вернуться на орбиту вокруг него. К Земле, таким образом, будет возвращаться полезная масса 80 т. Удельный импульс химической ракеты прием равным 270 кГ·сек/кг. Вначале произведем расчет для химической ракеты. Характеристическая скорость наиболее экономного перелета с марсианской 1000-километровой орбиты на околоземную равна 5,65 км/сек. Пользуясь формулой Циолковского, получим, что на марсианской орбите космический корабль имел массу  $650 + 20$  (масса ракеты, предназначенной для посадки на Марс) = 670 т. На орбите Земли перед стартом к Марсу корабль имел бы массу 5700 т, и если, принимая во внимание огромный вес ракет, считать характеристическую скорость выведения на околоземную орбиту равной 9 км/сек, то стартовый вес чисто химической ракеты, предназначенной к полету на Марс и обратно, получается равным 190 тыс. т.

Теперь проведем соответствующий расчет для ядерно-энергетического космического корабля. При расчете нам нужно учесть то обстоятельство, что, оставив часть массы  $m_0$  на Марсе (20 т), мы вряд ли будем оставлять также и «часть» энергостанции. Поэтому мы просто воспользуемся результатами нашего предыдущего расчета, считая  $m_0$  равной не 36, а 100 т. Тогда масса космического корабля в момент старта с околоземной орбиты будет равна 278 т, и стартовый вес химической ракеты, несущей на орбиту Земли ядерно-энергетический корабль, получается равным 7800 т, т. е. в 25 раз меньше. Ядерно-энергетическая установка весом вместе с рабочим телом 178 т и мощностью 7200 кВт заменила 180 тыс. т химического ракетного топлива, конструкционных материалов и огромное количество человеческого труда, который был бы затрачен на их создание. Комментарии, как говорится, излишни. Если бы такая установка имела в нашем распоряжении, то двух проектируемых в США ракет NOVA вполне хватило бы на организацию экспедиции на Марс.

Мы ограничились только рассмотрением возможностей организации экспедиции на Марс. Конечно, все сказанное выше относится и ко всем другим полетам в пределах солнечной системы и тем в большей степени, чем выше характеристическая скорость перелета.

Ускорение Земли в поле солнечного тяготения равно  $0,6 \cdot 10^{-8}g$ . Если бы нам удалось сконструировать двигатель малой тяги и соответствующую энергостанцию так, чтобы ускорение космического корабля было больше  $10^{-8}g$  (при достаточно малом расходе рабочего тела), то мы получили бы возможность в значительной степени не считаться с ограничениями, накладываемыми взаимным расположением и движением планет на время старта и время полета космических кораблей. Однако легко убедиться в том, что решение этой задачи потребует стократного увеличения энергооборуженности космического корабля и пока нереально.

В следующем разделе мы переходим к рассмотрению на первый взгляд сугубо технического и не очень сложного вопроса: как, располагая достаточной энергией, использовать ее для отбрасывания рабочего тела.

## Способы ускорения рабочего тела

Всякое преобразование одного вида энергии в другой вызывает ее потери и потому нежелательно. Имея это в виду, посмотрим сначала, нельзя ли, пользуясь механической энергией, вырабатываемой энергостанцией (энергией вращающегося ротора турбины и т. п.), попытаться превратить ее в механическую же кинетическую энергию отбрасываемой массы. Энергетический к. п. д. такого преобразования был бы весьма близок к единице.

Один из подобных способов ускорения рабочего тела мог бы состоять в том, чтобы, как это показано на рис. 31, подавать отбрасываемую массу в центр вращающегося ротора, имеющего радиальный канал, заканчивающийся клапаном. Двигаясь вдоль канала, отбрасываемая масса постепенно без всяких тепловых потерь ускоряется до скорости, равной скорости концов ротора, и с помощью клапана или иного устройства при определенном положении ротора выбрасывается из системы. В условиях вакуума мирового пространства и невесомости (ускорение корабля  $\sim 10^{-4}g$ ) такой способ ускорения массы мог бы вызвать лишь одно принципиальное возражение: невозможность достижения необходимой скорости ротора по причине возникновения слишком больших механических напряжений. Конечно, огромный гироскопический момент ротора, а также опасность, связанная с его разрывом или выходом из электромагнитной подвески, также осложнили бы реализацию такого движителя\*, но это не принципиальные возражения. Формой ротора, позволяющей получить наибольшую линейную окружную скорость, является так называемый брус равного сопротивления, наиболее толстый вблизи оси вращения и утончающийся к краям по закону

$$S = S_0 e^{-\alpha r^2}$$

( $S$  — площадь поперечного сечения ротора). Параметр

---

\* Движителем согласно установившейся в технике традиции называется устройство, преобразующее энергию двигателя транспортного средства в энергию его движения (например, у винтового самолета движителем является винт). В дальнейшем мы не будем употреблять это плохо прививающийся у нас термин.

утончения ротора  $\alpha$  связан с механическими константами следующим образом:

$$v^2 \approx u \frac{2ar^2}{\gamma}$$

Здесь  $v$  — скорость концов ротора в метрах в секунду;  $u$  — допустимое напряжение в ньютонах на квадратный метр;  $ar^2$  — безразмерная величина, равная  $\ln(S_0/S_r)$  и характеризующая конструктивно допустимую величину утончения ротора к концам;  $\gamma$  — плотность материала ротора в килограммах на кубический метр.

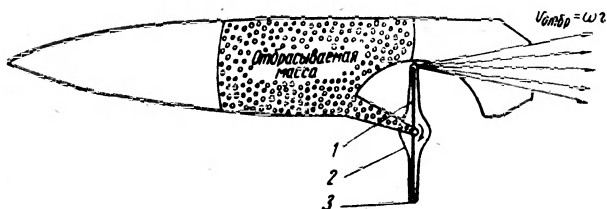


Рис. 31. Гипотетический двигатель, отбрасывающий массу с помощью быстро вращающегося ротора:

1 — радиальный канал; 2 — ротор; 3 — клапан.

Произведем численную оценку: для современного хорошего стеклошпона  $u = 50 \text{ кг/мм}^2 = 5 \cdot 10^8 \text{ н/м}^2$ ;  $\gamma = 1,4 \cdot 10^3 \text{ кг/м}^3$ . Если для  $ar^2$  принять величину 5, что соответствует  $S_0/S_r = 148$ , то получим  $v = 1,9 \text{ км/сек}$ , т. е. слишком мало, чтобы конкурировать даже с химическими ракетами. Если бы удалось поднять прочность материалов до теоретического предела, и тогда бы двигатель такого типа находился на пределе конкурентоспособности, имея в виду, что мы должны обеспечить скорость отбрасывания по крайней мере в пять раз больше, чем у химической ракеты.

Однако обязательно ли, чтобы одна из частей конструкции двигателя достигала скорости, равной скорости отбрасываемой массы? Нет, не обязательно. Примером тому могут служить полет птицы, передвижение змеи (механически очень интересный случай, если задуматься), передвижение рыбы с помощью колебательных движений хвоста, наконец, движения ног конькобежца.

Для того чтобы отбрасываемая масса продолжала ускорение, требуется лишь, чтобы на нее действовала ускоряющая сила. Это может быть достигнуто либо при ее прямом контакте с ускоряющей частью двигателя, либо при скольжении вдоль этой части. В последнем случае ускоряющая часть двигателя может двигаться гораздо медленнее ускоряемой массы. Например, поместив в сужающийся к одному из концов гибкий шланг

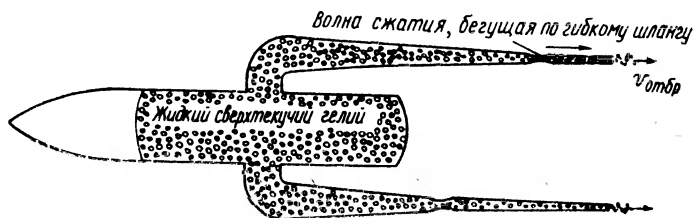


Рис. 32. Гипотетический двигатель, отбрасывающий сверхтекучий жидкий гелий с помощью волны сжатия, бегущей вдоль гибкого шланга.

жидкий сверхтекучий гелий и пуская вдоль шланга волну (рис. 32), можно ускорить сверхтекучую жидкость (если она не потеряет это свойство) в принципе до любой скорости. Но реальность осуществления подобных проектов сомнительна. Во всяком случае в зарубежной литературе нет сведений о попытках осуществления таких двигателей.

Другим возможным классом двигателей являются устройства, преобразующие тепловую энергию энергостанции в кинетическую энергию отбрасываемой массы. Пример двигателя такого типа — атомная ракета. У. Корлисс [9] рассматривает возможность создания атомной ракеты сравнительно малой тяги. Малая величина сил, действующих на элементы активной зоны реактора, позволяет в этом случае, как он считает, получить удельный импульс до  $1500 \text{ кГ} \cdot \text{сек/кг}$ , т. е. намного больше, чем у атомной ракеты большой тяги. Однако преимущества этого двигателя явно недостаточны, чтобы использовать его для раскручивания космического корабля по спирали, так как для этого, как мы уже отмечали, требуется приблизительно пятикратное преимущество в удельном импульсе. Если же тяга такого дви-



двигателя может быть создана достаточно большой, для того чтобы рассматривать режим ускорения при его использовании как баллистический, то его простота и надежность могут сделать его конкурентоспособным, хотя его удельный импульс и не слишком велик.

Максимум к. п. д. двигателей этого типа определяется вторым законом термодинамики  $\eta_{\max} = \frac{T_{\text{нагр}} - T_{\text{хол}}}{T_{\text{нагр}}}$ .

Между прочим, то же самое соотношение справедливо и для химических ракет, и если их к. п. д. доходит до 90%, то лишь потому, что температура в камере сгорания достигает 3000°С, а температура вылетающих газов, определяемая средней взаимной относительной скоростью молекул в вылетающем газе, весьма мала. Этому, казалось бы, противоречит тот факт, что при старте ракеты из ее сопла буквально вырывается пламя, однако это пламя — результат *торможения* в атмосфере вырвавшихся с огромной скоростью сравнительно холодных газов. Если ракетный двигатель работает в пустоте, то из его сопла вырывается лишь голубоватый сноп света. Светятся рекомбинирующие ионы и активные радикалы, не успевшие рекомбинировать в процессе расширения газа и теперь бесполезно растрачивающие свою энергию.

Третьим наиболее важным и перспективным видом двигателей являются устройства, преобразующие в кинетическую энергию отбрасываемой массы электрическую энергию, вырабатываемую энергостанцией. Это преобразование может происходить либо непосредственно, либо в той или иной степени через тепловую энергию. Двигателями, непосредственно преобразующими электрическую энергию в кинетическую, являются электромагнитная пушка, ускоритель заряженных микрочастиц и один из самых перспективных — ионный двигатель. Электродуговой двигатель преобразует электрическую энергию в кинетическую посредством тепловой энергии. Наконец, различного рода плазменные и магнитогазодинамические типы двигателей ускоряют отбрасываемую массу частично непосредственно электромагнитной энергией, частично посредством перевода электромагнитной энергии в тепловую энергию горячей плазмы. Принцип действия электромагнитной пушки (см. рис. 3) уже обсуждался нами. Он чрезвычайно

прост, а по простоте подачи рабочего тела электромагнитная пушка, пожалуй, стоит на первом месте. Пушка не имеет ни одной нагревающейся или движущейся детали, ускоряемая масса — стальные шарики — очень удобна в обращении и хранении, имеет большую плотность. Как мы увидим далее, основным злом электро-ракетных двигателей является эрозия ускоряющих электродов под действием ускоряемых частиц. И в этом отношении электромагнитная пушка вне конкуренции,

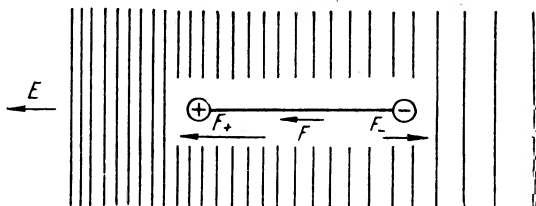


Рис. 33. Сила, действующая на диполь в неоднородном электрическом поле.

так как ускоряемые частицы движутся в ней далеко одна от другой и в условиях невесомости легко фокусируются ускоряющей магнитной системой. Электромагнитная пушка была бы вне конкуренции, если бы существовал магнитный заряд. Но магнитного заряда, как известно из общей физики, не существует, существует только магнитный диполь. Положение получается таким же, как если бы мы с помощью электрического поля захотели ускорить нейтральные молекулы, имеющие дипольный момент. В постоянном электрическом поле они не ускорялись бы, если же электрическое поле неоднородно, т. е. возрастает в каком-либо направлении, то диполь ориентируется вдоль этого направления и на положительный заряд действует одно поле, а на отрицательный — другое, так как они расположены в разных точках (рис. 33). В случае электрического поля сила, действующая на диполь, получается равной

$$qE - (qE + \Delta E) = q\Delta x \frac{E - (E + \Delta E)}{\Delta x} = \epsilon \cdot \text{grad } E,$$

где  $\epsilon$  — электрический дипольный момент. Аналогичное соотношение легко получить и для магнитного поля.

Оценим величину силы, которая может действовать в электромагнитной пушке на ускоряемую ферромагнитную массу. В качестве массы возьмем  $1 \text{ см}^3$  железа. Энергия магнитного поля, как известно, равна  $H \cdot V/8\pi$  (в эргах на кубический сантиметр;  $H$  и  $V$  — в эрстедах). Если намагниченность железа (любого сорта) достигла насыщения,  $V - H \approx 20$  тыс. эрстед. Рассмотрим электромагнитную пушку, которая создает градиент напряженности магнитного поля 100 тыс. эрстед/см, то есть на протяжении пути в  $1 \text{ см}$  магнитное поле изменяется от нуля до  $10^5$  эрстед. Когда в поле напряженностью  $10^5$  эрстед нет ферромагнитного материала, энергия поля равна  $\frac{H^2}{8\pi} = 3,98 \cdot 10^8 \text{ эрг/см}^3$ .

Если же в это магнитное поле ввести  $1 \text{ см}^3$  железа, энергия поля будет равна  $H \cdot V/8\pi = 4,76 \cdot 10^8 \text{ эрг/см}^3$ . Величина энергии поля возросла на  $0,78 \cdot 10^8 \text{ эрг/см}^3$ . Значит, вдвигание ферромагнитного тела в соленоид сопровождается дополнительной работой, затрачиваемой протекающим по соленоиду током на увеличение энергии магнитного поля в том месте, где оказалась ферромагнитная масса. Эта дополнительная работа идет, если тело не закреплено, на его ускорение. Ускоряющая сила равна работе, деленной на путь, пройденный телом, т. е. на  $1 \text{ см}$ . В нашем случае

$$F = \frac{0,78 \cdot 10^8 \text{ эрг}}{1 \text{ см}} = 780 \text{ н.}$$

Ускорение массы в нашей электромагнитной пушке будет равно

$$a = \frac{F}{m} = 10^4 g,$$

и необходимая длина пушки, чтобы ускорить массу хотя бы до скорости  $\sim 20 \text{ км/сек}$ , будет равна  $2 \text{ км}$ .

Как видно, даже при очень сильном градиенте магнитного поля в волне тока, бегущей вдоль электромагнитной пушки, длина ее получается неприемлемой. Кроме того, мы не располагаем удобными сверхпроводящими материалами, а в обычных проводниках омические потери на создание бегущей волны магнитного поля будут слишком велики. Поэтому, быть может, в

будущем на базе прежде всего успехов физики твердого тела электромагнитная пушка заявит свои права, а пока нам придется с ней распрощаться.

Рассмотрим возможность ускорения заряженных пылинок в электрическом поле. Из практики эксплуатации самых разнообразных электростатических генераторов высокого напряжения известно, что надежной работы генератора можно легко добиться, если его напряжение не превосходит 1 Мэв. Примем за основу расчета следующие константы: ускоряющее напряжение  $10^6$  эв; скорость, которую необходимо сообщить ускоряемым частицам, 50 км/сек; плотность частиц 1 г/см<sup>3</sup>. Положим, что напряженность электростатического поля у поверхности заряженной пылинки равна  $10^7$  в/см, так как при больших напряженностях возможно появление автоэлектронной эмиссии, приводящей к потере заряда. Если при сделанных нами предположениях произвести соответствующий расчет, то окажется, что заряд одной пылинки должен быть равен 185 электронным зарядам ( $8,9 \cdot 10^{-8}$  CGSE). Масса одной пылинки получается равной  $1,3 \cdot 10^7$  массам атомов водорода, а ее диаметр — 345 Å, т. е. наша частица все же раз в десять крупнее самой большой молекулы белка. Такой размер пылинок слишком мал и неудобен для подачи в камеру ионизации.

В разбиравшемся нами случае полета на Марс сто-тонного космического корабля с двигателем малой тяги расход массы составлял 38 т/384 дня  $\approx 1$  г/сек =  $4 \cdot 10^{16}$  частиц/сек. Если предположить, что ускорение частиц происходит на длине в 1 м, то время ускорения составит  $4 \cdot 10^{-5}$  сек, и одновременно в ускоряющем промежутке будет находиться  $1,5 \cdot 10^{12}$  частиц. Ясно, что здесь нет и речи о последовательном «гуськом» движении частиц. Частицы летят сплошной массой, как ионы в ионном двигателе, и чтобы не дать им возможности сильно отклониться от оси ускорителя и попасть на ускоряющий электрод, необходимо будет учитывать взаимное расталкивание частиц, носящих одинаковые заряды.

Закончив рассмотрение электростатического пылевого двигателя, мы приходим к следующему выводу: создание такого двигателя возможно, однако размер пылинок получается очень небольшим. Таковую пыль бу-

дет трудно хранить, подавать в ионизатор или производить. Очевидно, главная трудность при создании подобного двигателя как раз и состоит в образовании в некотором вакуумном подготовительном объеме пылинок нужного размера, несущих нужный заряд.

В иностранной литературе пылевой двигатель неоднократно упоминается в числе возможных вариантов, однако каких-либо сообщений об экспериментальных успехах в этой области пока нет. Проблему образования заряженных пылинок предлагается решить, например, с помощью выделения их из коллоидной взвеси, к которой приложено электрическое поле. Имеется также одно сообщение о том, что с целью изучения действия микрометеоров в электростатическом ускорителе удалось ускорить заряженные пылинки железа до  $15 \text{ км/сек}$ .

### Ионный двигатель

Одним из наиболее перспективных, а теперь уже и одним из наиболее конструктивно разработанных двигателей будущих электроракет является ионный двигатель. Принцип его работы — ускорение в электрическом поле ионов одного из элементов таблицы Менделеева. Нам необходима скорость отбрасывания порядка  $100 \text{ км/сек}$ . Нетрудно подсчитать, что для получения такой скорости однократно заряженные ионы различных элементов должны пройти различную ускоряющую разность потенциалов. Для ионов водорода  $\text{H}_1^{1+}$  соответствующая разность потенциалов равна  $52 \text{ эв}$ , для гелия  $\text{He}_2^{4+}$  —  $208 \text{ эв}$ , для калия  $\text{K}_{19}^{39+}$  —  $2030 \text{ эв}$ , для цезия  $\text{Cs}_{55}^{137}$  —  $6900 \text{ эв}$ , для ртути  $\text{Hg}_{80}^{201}$  —  $10\,400 \text{ эв}$  и т. д.

Подсчитаем, например, для ионов водорода теоретический к. п. д. двигателя. Если в качестве первоначального состояния рассматривать молекулярный водород, то на диссоциацию одной его молекулы будет затрачено  $4,7 \text{ эв}$  и на ионизацию двух образовавшихся атомов  $2 \cdot 13,5 = 27 \text{ эв}$ . Всего потери энергии составят  $32 \text{ эв}$ , и теоретический к. п. д. будет равен  $104/(104 + 37) = 76\%$ . Для гелия аналогичный расчет дает величину  $208/(208 + 24,5) = 90\%$ , для других элементов теоретический к. п. д. будет еще выше.

В принципе мы можем использовать в качестве рабочего тела ионного двигателя любой химический элемент или даже некоторые особо прочные, не разрушающиеся при ионизации соединения, однако подавляющее большинство из всего многообразия возможных рабочих тел при ближайшем рассмотрении оказывается неконкурентоспособным по сравнению с другими из-за химической агрессивности, неудобохранимости, тугоплавкости, высокого потенциала ионизации и отсутствия достоинств, компенсирующих эти недостатки. Мы приводим в табл. 3 список элементов, которые могут рассматриваться как вероятные рабочие тела различных типов ионных двигателей.

Основной трудностью при конструировании мощных ионных двигателей является создание экономичного и надежного источника ионов. Существует очень много способов ионизации газов, но нам нужно с минимальными потерями добиться коэффициента ионизации, близкого к 100%. Такую ионизацию можно сравнительно легко получить, например, в плазме электрического разряда, возбуждаемого в парах соответствующего рабочего тела, но извлечь все ионы из плазмы, содержащей ровно столько же препятствующих извлечению электронов, практически невозможно. Ионизовать атомы можно потоком электронов, имеющих энергию, несколько превышающую потенциал ионизации. Последний способ весьма эффективен и давно широко применяется в различных ионных источниках в масс-спектропии и т. п. Для еще большего увеличения эффективности этого способа ионизации электроны, попавшие в ионизационное пространство, можно заставить осциллировать, т. е. совершать колебательные или вращательные движения. Обычно это достигается, как в циклотроне, наложением магнитного и высокочастотного электрического поля.

Некоторая часть проектов ионных двигателей, опубликованных за рубежом, ориентируется на ионизацию осциллирующими электронами, однако в большей части проектов и моделей используется принцип наиболее эффективной и очень легко осуществимой поверхностной ионизации атомов щелочных металлов на раскаленном вольфраме. На механизме этого явления стоит остановиться подробнее, так как часто считают, что

Таблица 3

## Элементы, пригодные для использования в ионных двигателях

Элемент	Потенциал ионизации	Энергия в эВ, соответствующая $\nu$ отобр	Ток в амперах, соответствующий оторасыванию 1 г/сек	$T_{\text{плавл.}}$ , °С	$T_{\text{кип.}}$ , °С	Плотность твердого (жидкого)	Примечание
H <sub>2</sub>	13,5	52	$0,96 \cdot 10^5$	-259,4	-252,7	0,076	Очень неудобен для длительного хранения
He	24,5	208	$2,40 \cdot 10^4$	-272,2 (26 ата)	-268,9	0,147	То же
Li	5,4	360	$1,38 \cdot 10^4$	186	1336	0,53	Может найти применение в межзвездных полетах
K	4,3	2030	$2,36 \cdot 10^3$	63	760	0,86	Близок по свойствам к цезию, но гораздо дешевле его
Rb	4,19	4500	$1,1 \cdot 10^3$	38,5	700	1,53	
Cs	3,9	6900	$0,72 \cdot 10^3$	28	670	1,9	Имеет самый низкий потенциал ионизации
Hg	10,4	10400	$0,48 \cdot 10^3$	-38,87	356,9	13,55	Очень удобна для хранения, химически малоактивна

ионизация, например, цезия на поверхности вольфрама происходит именно из-за того, что вольфрам нагрет. На самом деле атом цезия, попав на поверхность вольфрама, будет ионизован, если даже она холодная. Рис. 34 поясняет, что атому цезия, попавшему на поверхность вольфрама, энергетически выгодно ионизоваться, так как отделившийся от него электрон, попав в кристаллическую решетку вольфрама, окажется на более низком энергетическом уровне по сравнению с внешней орби-

той атома цезия. Опыт показывает, однако, что холодная поверхность вольфрама в парах цезия быстро покрывается адсорбированными и прочно сидящими на ней ионами цезия, после чего работа выхода электронов из вольфрама уменьшается, и дальнейшая иониза-

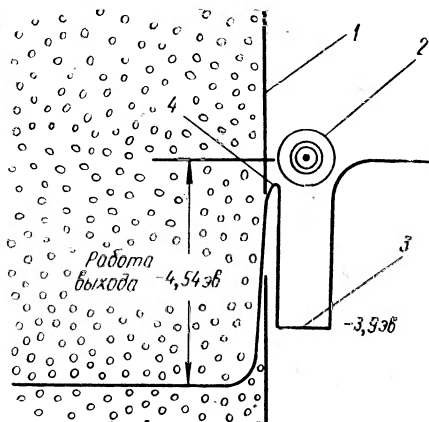


Рис. 34. Механизм ионизации атома цезия на поверхности вольфрама:

1 — поверхность вольфрама; 2 — адсорбированный атом цезия; 3 — энергетический уровень внешнего электрона цезия; 4 — потенциальный барьер.

ция атомов цезия прекращается. Если же вольфрам нагреть, адсорбированные ионы будут отрываться от его поверхности, и станет возможной ионизация новых порций атомов цезия.

Наиболее легко ионизация атомов цезия достигается при использовании пористой раскаленной вольфрамовой мембраны. В этом случае с одной стороны мембраны подается под давлением в несколько миллиметров ртутного столба пар цезия, а с другой стороны прошедшие через мембрану ионизованные атомы цезия вытягиваются электрическим полем. На рис. 35 показана максимальная величина ионного тока в амперах на квадратный метр, который может быть получен при различной температуре поверхности вольфрама.

Чем больше ток с единицы нагретой поверхности, тем относительно меньше вредные потери на тепловое



излучение, поэтому выгодно повышать температуру вольфрама: ведь лучеиспускание с единицы поверхности нагретого вольфрама пропорционально  $T^4$ , а ток ионов возрастает с температурой экспоненциально, т. е. гораздо быстрее.

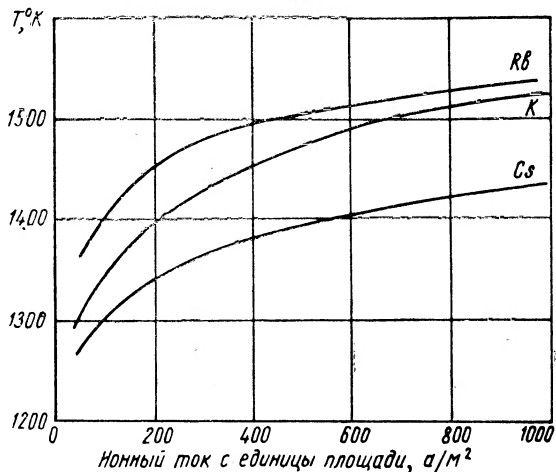


Рис. 35. Максимальная величина ионного тока в амперах на квадратный метр, который может быть получен при различных температурах поверхности вольфрама.

Увеличивая плотность ионного тока с единицы поверхности, мы подойдем к пределу, определяемому тем, что образовавшиеся ионы, подобно электронам около катода электронной лампы, создадут около поверхности вольфрама «облако» положительного пространственного заряда, который будет мешать другим ионам покидать поверхность вольфрама. Для рассасывания пространственного заряда мы должны будем убрать образовавшиеся ионы цезия, приложив ускоряющее электрическое поле. Максимальная величина ионного тока в случае избыточной ионной эмиссии, как и в электронной лампе, определяется формулой Ленгмюра

$$i = \frac{\sqrt{2}}{9\pi} \sqrt{\frac{e}{m}} \frac{U^{3/2}}{d^2}.$$

Здесь  $i$  — ток, приходящийся на единицу площади;  $e/m$  — удельный заряд иона;  $U$  — приложенное напряжение;  $d$  — расстояние между электродами.

Если, например, расстояние между электродами равно  $1\text{ см}$ , а  $U$  равно  $10\text{ кВ}$ , то максимальная плотность тока будет равна  $4,8\text{ ма/см}^2 = 48\text{ а/м}^2$ , т. е. ниже, чем можно получить ионов с поверхности вольфрама.

В этом случае для расхода рабочего тела, составляющего  $1\text{ г/сек}$ , нам пришлось бы иметь нагретую поверхность вольфрама общей площадью  $15\text{ м}^2$ , что привело бы к недопустимым тепловым потерям и конструктивным трудностям. Уменьшив же расстояние между электродами до  $2\text{ мм}$ , получим  $i = 1200\text{ а/м}^2$  и  $S = 0,6\text{ м}^2$ .

В первом случае полное лучеиспускание с поверхности нагретого вольфрама, считая его абсолютно черным телом, составит около  $2000\text{ кВт}$ , во втором случае приблизительно  $200\text{ кВт}$ . Ясно, что к. п. д. двигателя будет во втором случае гораздо больше, чем в первом. Мы пришли к выводу, что ускоряющий электрод выгодно располагать как можно ближе к поверхности вольфрама, но сближение ускоряющего электрода с нагретой поверхностью вызывает целый ряд трудностей. Поэтому был предложен следующий остроумный выход: повышается напряжение  $U$ , а чтобы это не повлияло на  $v_{\text{отбр}}$ , ставится третий, замедляющий электрод, напряжение на котором как раз и составляет (по отношению к поверхности вольфрама) величину, необходимую для разгона ионов цезия до необходимой скорости. На рис. 36 показана схема такого ионного двигателя с устройством для нейтрализации пучка, необходимость и принцип действия которого мы обсудим дальше. На этом же рисунке видно, что конструкторы стремятся с помощью «обжимания» пучка экранами сделать так, чтобы ускоряемые ионы не попадали на поверхность ускоряющих электродов. Каждый атом цезия, попавший на ускоряющий электрод, выбивает из него 5—6 атомов. Поэтому, исходя из требования обеспечить безаварийную работу двигателя без замены электродов, в зарубежной литературе высказывается мнение, что доля атомов цезия, попадающих на ускоряющие электроды, не должна превышать  $10^{-4}$ . Предлагается также и другой вариант — сделать все электроды двигателя

легко заменяемыми. В этом случае, естественно, полный вес запасных электродов, которые мы должны будем взять с собой для обеспечения работы двигателя в те-

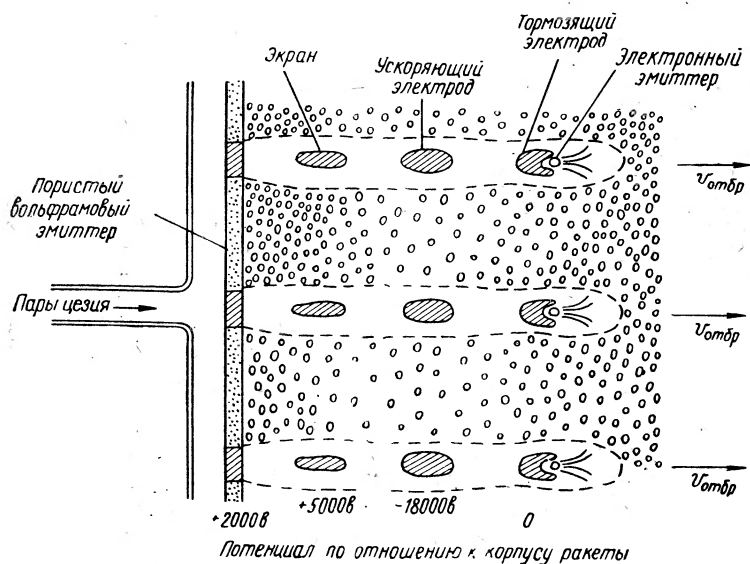


Рис. 36. Принципиальная схема одной из конструкций ионного двигателя

чение всего времени полёта, должен быть небольшим по сравнению с весом рабочего тела.

Проблема долговечности ионного двигателя, как и других электроракетных двигателей, является одной из самых сложных при их конструировании.

### Проблема нейтрализации пространственного заряда

Если мы будем отбрасывать лишь положительные ионы цезия или другого рабочего тела, а электроны отброшенных атомов будут оставаться на космическом корабле, космический корабль будет быстро приобретать отрицательный заряд и соответствующий потенциал. С какой скоростью это будет происходить? Электрическая емкость ракеты, находящейся в межпланетном пространстве, численно равна некоторому среднему

ее диаметру, выраженному в сантиметрах. Если размер космического корабля 30 м, то его емкость составляет приблизительно 3000 см\*. В таком случае нетрудно подсчитать, что космический корабль зарядится до потенциала в 6900 в, а ионный ток полностью прекратится уже через  $2,9 \cdot 10^{-8}$  сек после включения ионного пучка! Куда же в таком случае денутся отбрасываемые двигателем ионы? Они, возвращаемые возникшим из-за заряда ракеты внешним электрическим полем, вновь «приземлятся» на поверхность ракеты, покрывая ее серебристым слоем металлического цезия.

Само собой разумеется, тяга такого двигателя будет равна нулю, и космический корабль попадет в положение барона Мюнхгаузена, пытающегося самого себя вытащить за волосы. Значит, мы должны нейтрализовать ионный пучок, либо установить на корабле второй двигатель, отбрасывающий отрицательные ионы или электроны, и точнейшим образом согласовать их работу.

Получение отрицательных ионов оказывается довольно трудной задачей, поэтому считают наиболее правильным нейтрализовать пучок отбрасываемых ионов посредством впрыскивания в него соответствующего количества электронов. На рис. 36 как раз и показаны электронные эмиттеры, нейтрализующие ионный пучок.

В том случае, когда число электронов больше числа ионов цезия, потенциал ракеты не сможет стать положительным, потому что, как только он перейдет через нуль, электронный ток сразу же превысит ионный и вернет потенциал ракеты к нулевому значению. Такое резкое изменение поведения избыточных электронов фиксирует автоматически самоподдерживающийся нулевой потенциал космического корабля. Условием стабилизации потенциала ракеты вблизи нулевого значения является наличие на ней источников избыточных электронов приблизительно нулевой энергии, т. е. ракета должна, подобно катоду электронной лампы, иметь запас электронной эмиссии.

Однако равенство нулю потенциала космического корабля еще не означает, что мы полностью решили проблему. Мы должны нейтрализовать отлетающий ион

---

\* 1 см = 1,11 пикофарады,

цезия в тот момент, когда он имеет нужную нам скорость, т. е. как можно ближе к месту выхода ионного пучка. Иначе столб отлетевших и пока еще не нейтрализованных ионов будет своим пространственным зарядом тормозить ионы, вновь вылетающие из двигателя, и уменьшать их скорость. Поэтому нейтрализация мощных пучков ионов с большой плотностью тока не сводится к добавлению необходимого электронного тока. Для этого требуется очень быстрое перемешивание электронов и ионов по выходе из двигателя, чтобы нейтрализовать тормозящее действие положительно заряженного ионного луча, как это рекомендуется, например, в статье [14].

Работа по созданию и доводке инженерных конструкций ионных двигателей ведется за рубежом, прежде всего в США, в больших масштабах, и на этом пути достигнуты крупные успехи. В качестве примера можно привести параметры двигателя, описанного в работе Кибальского и Котника [15].

Ионный двигатель с пористым вольфрамовым ионизатором, построенный авторами, проработал более 50 ч при плотности тока  $113 \text{ а/м}^2$ . К.п.д. ускорительной части двигателя и степень использования рабочего тела достигали 90%. Общий энергетический к.п.д. установки равнялся 70%. Скорость истечения была  $85 \text{ км/сек}$ .

### Электродуговые и плазменные двигатели

Способов ускорения рабочего тела с использованием электрической энергии существует, вероятно, столько же, сколько и наборов возможных топлив для химических ракет. Но в области применения химических топлив действует стройная, хорошо разработанная теория горения и термодинамика, поэтому всевозможные комбинации топлив можно и не испытывать, а заранее теоретически выбрать лучшие. Теория работы электрических ускорителей включает в себя не только термодинамику, но использует также законы электродинамики и магнитной гидродинамики и поэтому является гораздо более сложной. Кроме того, даже весьма хорошая с теоретической точки зрения система, например ионный двигатель с плоским ионизатором и сетчатыми ускоряющими электродами, практически может оказаться не-

пригодной из-за разрушения электродов и других конструктивно-технологических затруднений.

Поэтому предварительный анализ различных схем ускорителей чрезвычайно затруднителен, и, пожалуй, еще ни одна из предлагавшихся систем окончательно не отвергнута.

Если судить по публикациям зарубежных изданий, сейчас положение в области конструирования различных электрических ускорителей очень напоминает то, которое было в области исследования термоядерных реакций приблизительно десять лет назад: возможностей столько, что глаза разбегаются, а какую выбрать — неизвестно. Поэтому практически любая обещающая система строится и изучается.

Со временем число типов электрических ускорителей, несомненно, резко сократится. На некоторые из них мы в будущем станем смотреть так же, как смотрим сейчас на проект электрического двигателя с поршнем, втягивающимся в магнитную катушку. Однако в научной литературе еще не сложилось мнение, что одному из типов электрических ускорителей (в том числе и ионному) уже обеспечен лавровый венок, а остальные ускорители могут спокойно участвовать в «утешительном» турнире.

Принципы действия всех весьма многочисленных конструкций электродуговых и плазменных двигателей основаны на свойствах их рабочего тела — плазмы.

**Плазма и ее свойства.** Плазма — это сильно, чаще всего полностью ионизованный газ. В термодинамическом смысле, т. е. в смысле способности к расширению, сжатию, истечению, плазма — это типичный газ, в электродинамическом смысле — это проводник, часто превосходящий по проводимости даже медь. Плазму часто называют «четвертым состоянием» вещества. Однако если проводимость плазмы считать достаточным основанием для возведения ее в «четвертое состояние», то тогда следует считать разными состояниями, например, металлы и диэлектрики.

Электропроводность плазмы обусловлена тем, что она состоит почти целиком из *свободных* (потому что она газ) ионов и электронов.

Мы подчеркиваем слово *свободных*, так как система из связанных ионов — кристалл NaCl — ни проводни-

ком, ни тем более плазмой не является. Плазма имеет одно неприятное свойство: исчезать. Она нестабильна и существует лишь пока мы питаем ее энергией. Исчезновение плазмы объясняется тем, что ионы и электроны сталкиваются друг с другом и соединяются в нейтральные атомы, рекомбинируют, испуская при этом световые кванты. Плазма всегда светится и тем сильнее, чем она плотнее и чем выше ее температура.

Если нагревать любое тело, то оно при определенной температуре обязательно испаряется, а при дальнейшем нагреве и ионизируется, образуя термическую плазму. При какой температуре образуется термическая плазма? Чем ниже потенциал ионизации вещества, тем меньше эта температура, поэтому для цезия она будет самой низкой, для гелия — гораздо выше. Резкого перехода от обычного газа к термической плазме нет, просто степень ионизации, начиная с некоторой температуры, будет довольно быстро нарастать, пока не достигнет 100%. Для паров цезия заметная ионизация будет наблюдаться уже при 3—4 тыс. градусов.

Существует так называемое уравнение Саха, по которому можно (особенно при малых степенях ионизации) оценить ее величину. Оно выглядит следующим образом:

$$x_i = \left( \frac{a}{a + p} \right)^{1/2},$$

где  $a = 10^b$ ;  $b = - \frac{5050E_i}{T} - 6,5 + 2,5 \lg T$ .

Здесь  $x_i$  — доля ионизованных атомов;  $p$  — давление,  $атм$ ;  $E_i$  — потенциал ионизации (или диссоциации, если мы интересуемся долей диссоциированных молекул),  $эв$ ;  $T$  — температура, °К. Если, например, считать плазмой газ, в котором ионизовано более половины атомов, то для паров цезия при давлении в одну атмосферу такое состояние наступит, согласно приведенному уравнению, при 6000°К. Нагрев вещества является обязательным, если мы хотим получить плазму, однако мы можем нагревать вещество различными способами, например, с помощью пропускания через него электрического тока или адиабатического сжатия или комбинации того и другого.

При воздействии на плазму электромагнитного поля она ведет себя так же, как и всякий проводник. Отличие состоит лишь в том, что плазма — проводник газообразный.

**Конструкции электродуговых и плазменных двигателей.** Остановимся на описании некоторых типов плазменных двигателей.

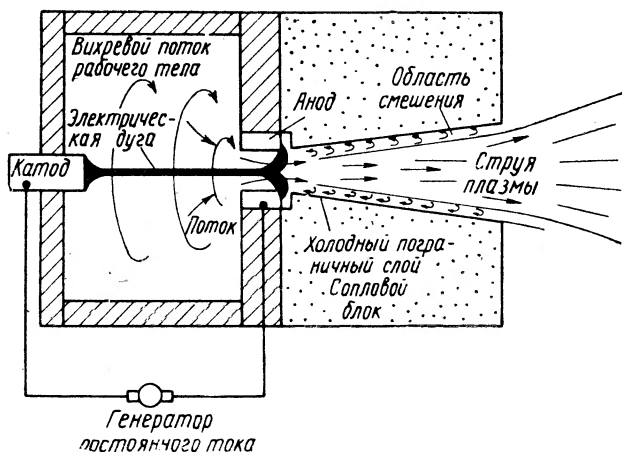


Рис. 37. Принципиальная схема одной из конструкций электродугового двигателя.

Особняком в семействе плазменных двигателей стоит электродуговой. Плазма ускоряется в нем не потому, что она проводник и газ, а только потому, что она газ. Устройство дугового двигателя в принципе очень просто. В рабочем теле горит электрическая дуга, и нагретое рабочее тело, волей-неволей превратившееся в плазму, выбрасывается из двигателя через сопло Лавалю. Электрическая дуга — сложный процесс, и конструктивных вариантов ее осуществления имеется великое множество. Один из вариантов дугового двигателя показан на рис. 37. Конструкторы дуговых двигателей борются прежде всего с износом электродов и сопла, а также с тепловыми потерями плазмы.

Нужно сказать, что при расширении плазмы в сопле лишь часть ее внутренней энергии перейдет в кинетиче-



скую. Энергия, затраченная на диссоциацию, ионизацию и возбуждение атомов плазмы, не успеет в коротком сопле перейти в энергию поступательного движения и будет потеряна, так как нам все равно, отлетает ли ион, возбужденный или невозбужденный атом. Если же взять сопло такой длины, чтобы в процессе более

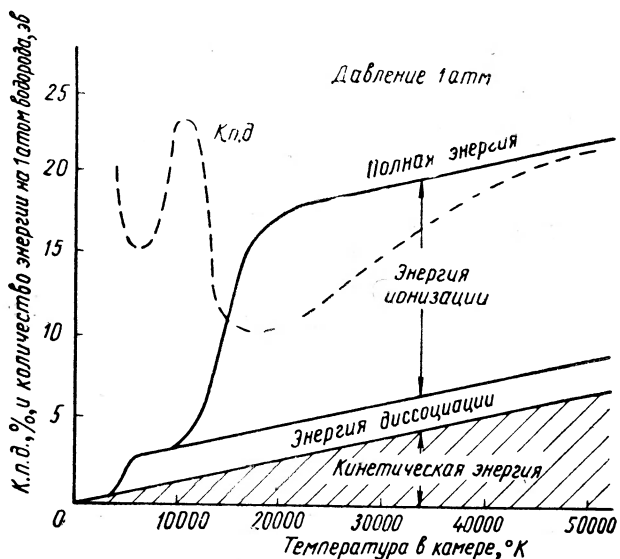


Рис. 38. Распределение энергии в струе водородной плазмы. Видно влияние диссоциации и ионизации.

медленного расширения плазмы ионы и возбужденные молекулы успели отдать свою энергию, то в нем значительная часть энергии уйдет на трение о стенки и лучеиспускание, поэтому вопрос о к.п.д. дуговых двигателей является сложным. На рис. 38 показано распределение энергии в струе водородной плазмы и теоретический к.п.д. соответствующего дугового двигателя.

От дуговых двигателей не ожидают скоростей истечения, превышающих 10 км/сек, однако они в силу простоты конструкции и отсутствия пространственного заряда могут развить гораздо большую тягу на единицу своего веса, чем, скажем, ионные двигатели.

Большинство плазменных двигателей импульсные, потому что это позволяет получить большой к. п. д. Одной из обещающих разновидностей плазменных двигателей импульсного типа являются плазмоидные пушки. В этих установках образуется сгусток плазмы — плазмоид, который затем выбрасывается с большой скоростью силами электромагнитного поля.

Схема действия самой простой плазмоидной пушки рельсового типа показана на рис. 39.

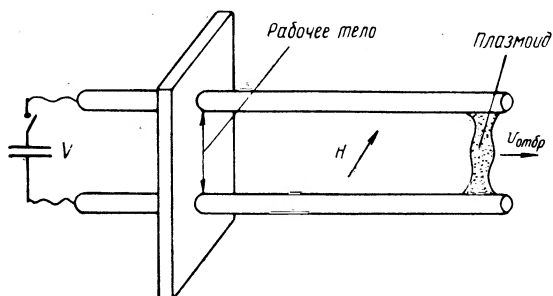


Рис. 39. Плазмоидная пушка рельсового типа.

Между основаниями металлических рельсов помещается рабочее тело, и через образованный контур пропускается разряд электрического тока. Рабочее тело, превратившееся в плазмоид, как легко убедиться, будет, ускоряясь, бежать по рельсам, стремясь увеличить площадь витка. Пинч-эффект\* предохранит плазмоид от преждевременного разрушения. С точки зрения к. п. д. преобразования эта, да и многие другие плазмоидные пушки мало отличаются от мотора постоянного тока в режиме запуска.

На примере этой простой конструкции ясно видно, что для обеспечения высокого теоретического к. п. д. мы должны либо повышать напряжение по мере продвижения плазмоида вдоль рельсов, либо профилировать внешнее магнитное поле так, чтобы оно было максимально в начале и минимально в конце разгона (полная аналогия с сериес-включением!).

Рельсовая пушка относится к так называемым

\*Пинч-эффект — эффект самосжатия столба плазмы при пропускании через него сильного электрического тока.

$[E \cdot H]$  ускорителям импульсного типа, так как сила, действующая на плазмонд, по величине и направлению определяется векторным произведением вектора напряженности электрического поля  $E$  на вектор магнитного поля  $H$ . Ясно, что если обеспечить непрерывную подачу рабочего тела к основанию рельсов, то плазмондная пушка превратится в  $[E \cdot H]$ -насос, по принципу действия ничем не отличающийся от электромагнитных насосов, используемых в реакторной технике для перекачки жидких металлов. Однако  $[E \cdot H]$ -насосы требуют для своей работы постоянного сильного внешнего магнитного поля, что ухудшает их характеристики.

На принципе ускорения плазмы магнитным давлением основано устройство ускорителя с бегущей волной, схема которого приведена на рис. 40. Волны магнитно-

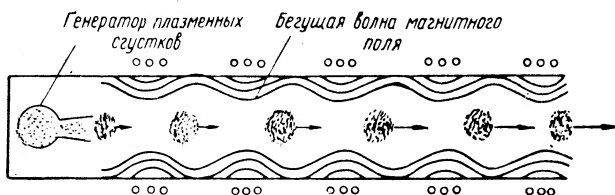


Рис. 40. Плазменный ускоритель с бегущей волной.

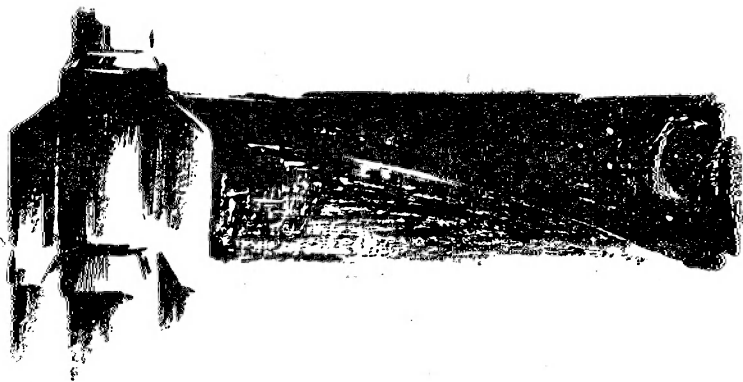
го давления удерживают плазмонды от расплывания и ускоряют их. Хотя внешне ускоритель плазмы с бегущей волной очень сильно напоминает аналогичный ускоритель заряженных частиц, на самом деле между ними существует огромная разница. Ведь сгустки плазмы не имеют заряда, и потому электрическим полем ускорены быть не могут, а ускоряются давлением магнитного поля на плазму.

Хотя еще и не созданы удовлетворительные конструкции электроракетных двигателей, пригодных к использованию в космосе, общее мнение ученых таково, что такие надежные двигатели появятся в ближайшее время, причем расходы на их разработку и сооружение будут гораздо меньше расходов по созданию космических электростанций.

\* \* \*

Рассматривая вопрос о способах создания реактивной тяги, мы пока обошли молчанием, вероятно, самый популярный фотонный двигатель. Сделано это не случайно, так как по крайней мере сейчас фотонный двигатель представляет собой нечто, опирающееся не столько на реально существующие возможности его создания в будущем, сколько на желание непременно совершить межзвездный перелет в течение жизни одного поколения. Мы не можем поставить его в один ряд с рассматривавшимися системами, не путая, образно говоря, живых людей с привидениями. В гл. 5, посвященной возможности межзвездных перелетов, мы вновь вернемся к вопросу о фотонной ракете. Сейчас же перед нами во весь рост встает самая трудная в космической технике задача — выбор конструкций и оценка возможности создания мощных космических электростанций.





*Дайте мне место, на которое я мог бы встать,  
и я сдвину Землю.*

Архимед

### 3. Космические атомные электростанции

**П**реимущества атомных энергетических установок общеизвестны. Несмотря на это в тех земных условиях, где вес потребляемого топлива является лишь одним из экономических факторов, атомные электростанции пока не обеспечили себе решающего преимущества над угольными, и стоимость вырабатываемой на них электроэнергии не ниже, чем на электростанциях других типов. В то же время там, где минимальный вес топлива является решающим, атомные силовые установки бесспорно одержали решительную победу. Мы имеем в виду создание в СССР самого мощного в мире ледокола «Ленин», а также строительство атомных подводных лодок.

В условиях космического пространства мощная электростанция, предназначенная для ускорения космического корабля и работающая на любом химическом топливе, абсолютно неконкурентоспособна, так как сжигание того же топлива в обычном ракетном двигателе происходит с гораздо большим к.п.д. Но зато в космо-

се, где нет ни плохой погоды, ни смены дня и ночи, всегда работает природная термоядерная установка — Солнце. Если в земных условиях конкурируют между собой химические и атомные электростанции, то в условиях космоса мы также должны считаться с возможным конкурентом атомной энергии — энергией Солнца. Во всех ли случаях атомная энергия побеждает другие виды энергии?

Американские ученые приложили немало усилий для создания самолета с атомным двигателем. На разработку его конструкции израсходовано несколько миллиардов долларов. Однако в процессе работ атомного самолета создать не удалось, и сейчас эта программа, судя по сообщениям американской печати, в связи с достижениями ракетной техники постепенно свертывается. Этот пример показывает, что на атомную энергию нельзя смотреть, как на своеобразную лампу Аладина, которая выручит всегда и при всех обстоятельствах, стоит лишь обратиться к ней за помощью. Применение атомных энергетических установок при всей их выгоды связано с преодолением значительных трудностей, а требование обеспечения радиационной защиты делает практически невозможным создание малогабаритных атомных двигателей, например для автомобилей.

Все виды современных электростанций, вырабатывающие электроэнергию в результате использования тепловой энергии, забирают тепло при высокой температуре у нагревателя, частично превращают его в электрическую энергию, а остаток тепла, использовать который уже невозможно, сбрасывают в холодильник. Из этого правила не исключаются и так называемые устройства по прямому преобразованию энергии, так как они тоже работают на основе использования разности температур. Не подчиняются этому правилу лишь солнечные фотоэлементы\*, которые уже проложили себе дорогу в космос и продемонстрировали возможность длительного электроснабжения космических установок. Батарея солнечных фотоэлементов, развернутая

---

\* Используют химическую энергию, превращая ее в механическую или электрическую без посредства тепловой энергии, также мышечная ткань и химические источники тока, в том числе так называемые топливные элементы, работающие на кислороде и водороде.

в космосе, может иметь очень большую мощность, которая ограничивается лишь весом и размером в сложном состоянии.

Принципиальная схема устройства кремниевого солнечного фотоэлемента показана на рис. 41.

Кванты солнечного света, поглощаясь в кремнии, выбивают из его атомов электроны, оставляя электронные вакансии-«дырки», причем выбитые электроны могут пройти путь в несколько микронов. Если взять одно-

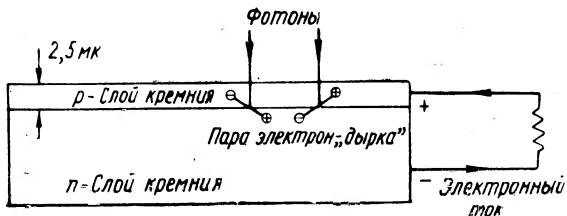


Рис. 41. Принципиальная схема устройства кремниевого солнечного фотоэлемента. Фотоны приводят к образованию пар электрон — «дырка», которые диффундируют через контактную поверхность под действием электрического поля, установившегося между *n*- и *p*-слоями.

родную пластинку кремния, то образовавшиеся электроны и «дырки» будут в ней рекомбинировать и никакой разности потенциалов не создадут. Чтобы получить напряжение на выходе кремниевого элемента, нужно провести внутри пластинки кремния границу раздела, и собирать положительные «дырки» в одной, а электроны в другой части пластинки. Создание такой границы лежит в основе действия всех полупроводниковых приборов. Границу получают следующим образом: к внутреннему (по отношению к падающему свету) слою четырехвалентного кремния добавляют немного пятивалентного мышьяка, в результате чего образуется так называемый *n*-слой кремния с избытком отрицательных электронов. К очень тонкому (около 2,5 м) полупрозрачному внешнему слою добавляют трехвалентный бор, вследствие чего образуется *p*-слой с избыточными электронными вакансиями-«дырками». Граница соприкосновения этих двух слоев образует *n-p* стык, обладающий односторонней проводимостью, так как «дырки» стремятся диф-

фундировать в  $n$ -слой, а электроны — в  $p$ -слой. Образующиеся при освещении фотоэлемента многочисленные электроны и «дырки» диффундируют в свой слой, и возникает разность потенциалов в 0,5—1 в. Если слои  $n$  и  $p$  замкнуть, то по цепи потечет ток, максимальная величина которого соответствует числу образованных светом электронно-«дырочных» пар.

Лишь около половины фотонов солнечного света имеют достаточную энергию, чтобы произвести необходимый фотоэффект. Кроме того, к. п. д. фотоэлемента ограничивается и другими причинами. Теоретически к. п. д. солнечных фотоэлементов составляет 22%, однако на практике он не превышает 10%. Считают, что максимальный практически достижимый к. п. д. солнечного фотоэлемента равен 14%. На уровне земной орбиты этот коэффициент дает 200 вт электроэнергии с 1 м<sup>2</sup> поверхности фотоэлемента. На уровне орбиты Марса эта величина вследствие удаления от Солнца снизится до 100 вт/м<sup>2</sup>, и, чтобы получить от фотоэлементной энергостанции, расположенной вблизи Марса, 2500 кВт электроэнергии, поверхность, покрытая фотоэлементами, должна составить квадрат со стороной 158 м. Современные типы кремниевых солнечных фотоэлементов позволяют монтировать энергостанции с удельной массой около 50 кг/квт. Этого более чем достаточно для питания приборов на борту космического корабля, но слишком мало для энергоснабжения электроракетного двигателя. Кроме того, чувствительная поверхность фотоэлементов легко повреждается космической пылью, а также мягким корпускулярным и жестким ультрафиолетовым излучением Солнца, в результате чего их эффективность снижается. Опыты американских ученых, посылавших в космос фотоэлементы, защищенные пластинками стекла различной толщины, показали, что минимальная толщина эффективной защиты составляет около 1 мм, причем к. п. д. защищенных фотоэлементов из-за частичного поглощения активных фотонов стеклом сильно падает, но зато меньше зависит от времени. Большой размер и неприемлемый вес делают космическую электростанцию на основе солнечных фотоэлементов мало пригодной для энергоснабжения двигателей ракеты. Зависимость мощности такой электростанции от квадрата расстояния от Солнца также



является неблагоприятным фактором. Необходимо все же отметить, что удельная масса  $50 \text{ кг/квт}$  является не каким-то непреодолимым, а лишь конструктивным параметром. Если подсчитать теоретически минимальную удельную массу, исходя лишь из веса самого кремния и необходимых соединительных покрытий и проводов без стеклянной защиты, то ее величина получится во много раз меньшей.

Поэтому нельзя утверждать, что в будущем в связи с развитием техники изготовления конструкций вопрос о конкурентоспособности фотоэлементов не будет пересмотрен наукой.

Энергию Солнца можно преобразовывать в электрическую также с помощью зеркала, фокусирующего солнечные лучи на соответствующем нагревательном элементе с последующим осуществлением обычного термодинамического цикла.

Поскольку в этом смысле роль зеркала как источника энергии аналогична роли атомного реактора, будет правильнее рассмотреть вначале различные термодинамические циклы, чтобы понять, каким требованиям должен удовлетворять нагреватель космической электростанции, а затем сравнить между собой нагреватели разных типов: атомные реакторы различных конструкций и солнечное зеркало.

### Термодинамические циклы

Второй закон термодинамики утверждает, что для превращения тепловой энергии в механическую (или электрическую) необходима разность температур, причем к.п.д. преобразования не может быть выше, чем  $(T_1 - T_2)/T_1$ , где  $T_1$  — абсолютная температура нагревателя, а  $T_2$  — холодильника. Второй закон термодинамики в такой формулировке является гораздо более общим, чем часто встречающееся сведение его к циклу Карно — его следствию. Если температура нагревателя  $+600^\circ\text{C}$  ( $873^\circ\text{K}$ ), а температура холодильника  $+90^\circ\text{C}$  ( $363^\circ\text{K}$ ), то теоретический к.п.д. не может превысить 64%. Но значит ли это, что стоит лишь сделать потери «на трение» достаточно малыми и мы получим теоретическое значение к.п.д.?

Чтобы ответить на этот вопрос, необходимо познакомиться с понятием термодинамического цикла.

Преобразование тепловой энергии в механическую обязательно происходит через посредство рабочего тела\*, которое под влиянием изменения температуры изменяет свое состояние, объем и т. п. и тем самым совершает механическую работу. Свойства рабочего тела: его теплоемкость, теплота парообразования, коэффициент расширения оказывают решающее влияние на компоновку реального термодинамического цикла. Второй закон термодинамики лишь утверждает, что нельзя найти рабочее тело с такими свойствами, чтобы при его использовании был превышен теоретический предел к. п. д., но он отнюдь не утверждает, что при использовании любого рабочего тела, даже если непредусмотренные теорией потери будут сведены к нулю, коэффициент полезного действия преобразования не будет ниже теоретического.

Для пояснения сказанного возьмем такой пример. Построим тепловую машину на основе удлинения твердого тела при нагревании. Будем последовательно нагревать и охлаждать длинный стальной брус, закрепленный у одного конца, а перемещающийся второй конец будет совершать полезную механическую работу (примерно так работает биологический микротом для получения тонких срезов ткани). Ясно, что к. п. д. такого преобразователя будет ничтожно мал, причем чем ниже коэффициент расширения бруса и чем больше его теплоемкость, тем ниже будет к. п. д. Этим примером мы хотим пояснить читателю, что не все равно, взять ли, скажем, в качестве рабочего тела эфир, воду, ртуть или гелий. При одной и той же температуре нагревателя и холодильника теоретический предельный к. п. д. тепловых машин, рассчитанный с учетом реальных термодинамических свойств этих веществ, будет различным. Если даже взять одно и то же вещество — воду — и одну же ту же температуру нагревателя и холодильника, все же для расчета к. п. д. машины нужно будет знать еще и давление, а также знать на насыщенном или перегретом паре работает установка.

---

\* Термин рабочее тело имеет здесь совсем другое значение, чем в гл. 2.

**Идеальный термодинамический цикл Карно.** Задумаясь над понятиями: температура нагревателя, температура холодильника. Но ведь рабочее тело поглощает тепло и нагревается, изменяя свою температуру от температуры, которую оно имело в холодильнике, до самой высокой, которую оно приобретает на выходе из нагревателя. Что же такое температура нагревателя? Ясно, что то ничтожное количество тепловой энергии, которое рабочее тело получило при самой высокой температуре, не может существенно сказаться на всем тепловом балансе установки. Этот тепловой баланс определяется всей массой тепла, израсходованного на нагрев рабочего тела при непрерывно повышающейся температуре. Даже такое простое рассуждение показывает, что за температуру нагревателя  $T_1$  в формуле, определяющей максимальный к. п. д., нужно брать не температуру, которую имеет рабочее тело на выходе, а среднюю, с учетом того, какая доля тепла при какой температуре была получена. Эта средняя температура будет тем ближе к максимальной, чем сильнее повышается с ростом температуры теплоемкость тела. Представим себе такое рабочее тело (несуществующее в природе), которое поглощало бы тепло лишь при максимальной температуре нагревателя  $T_1$ , а отдавало бы тепло лишь при минимальной температуре холодильника  $T_2$ , при всех же остальных температурах имело бы теплоемкость, равную нулю. Тогда мы могли бы получить  $T_1$  и  $T_2$  действительно равные максимальной и минимальной температуре рабочего тела.

С представлением о таком идеальном рабочем теле и связан идеальный термодинамический цикл Карно, к. п. д. которого в точности равен предельному

$$\eta = \frac{T_1 - T_2}{T_1}.$$

На рис. 42 приведена так называемая диаграмма цикла Карно в координатах  $T - S$ . Буквой  $S$  в термодинамике обозначается важнейшая характеристика процесса — энтропия. Изменение энтропии  $\Delta S$  определяется следующим образом:  $\Delta S = \Delta Q/T$ , где  $\Delta Q$  — количество тепла, поглощенного веществом. Координаты  $T - S$  очень удобны для изображения термодинамических

циклов, потому что к. п. д. цикла в этих координатах равен отношению площади цикла (см. двойную штриховку на рис. 42) к сумме площадей цикла и под циклом (вся заштрихованная площадь).

Откуда появилось представление об идеальном термодинамическом цикле, если рабочего тела для его осуществления нет в природе? Оно появилось при теоретическом осмысливании и практическом осуществлении цикла на насыщенном водяном паре.

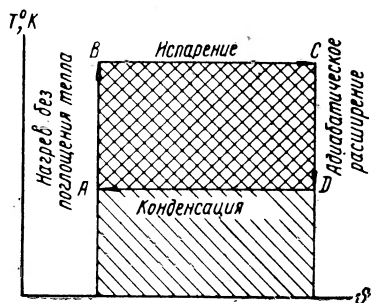


Рис. 42. Диаграмма  $T-S$  цикла Карно.

Теплота парообразования воды — 539 кал/г при  $100^\circ\text{C}$  — очень велика, поэтому цикл с использованием насыщенного водяного пара по форме весьма близок к идеальному.

### Термодинамический цикл Рэнкина — это основа

современной теплоэнергетики. Все тепловые электростанции работают по циклу Рэнкина, в том числе и атомные. Цикл Рэнкина — это цикл на реальном рабочем теле с переходом рабочего тела то в газообразное, то в жидкое состояние. На рис. 43 показаны различные варианты этого цикла. Видно, что перегрев пара приводит к еще большему отличию к. п. д. цикла от идеального, но поскольку общий к. п. д. при этом все же повышается, все современные тепловые электростанции работают на перегретом паре. Каким термодинамическим условиям должно удовлетворять вещество, чтобы эффективно служить рабочим телом в этом цикле?

Во-первых, чем больше отрезок  $BC$ , соответствующий изотермическому испарению рабочего тела, и чем круче угол наклона отрезка  $AB$ , соответствующего нагреванию рабочего тела в жидком состоянии, тем ближе к. п. д. цикла Рэнкина к к. п. д. цикла Карно. Это значит, что отношение теплоты испарения рабочего тела к его теплоемкости должно быть как можно больше.

Во-вторых, температура замерзания рабочего тела, ниже которой не может быть температура холодильника, должна быть минимальной.

В-третьих, критическая температура тела, при работе выше которой горизонтальный участок  $BC$  вообще отсутствует, должна быть как можно выше.

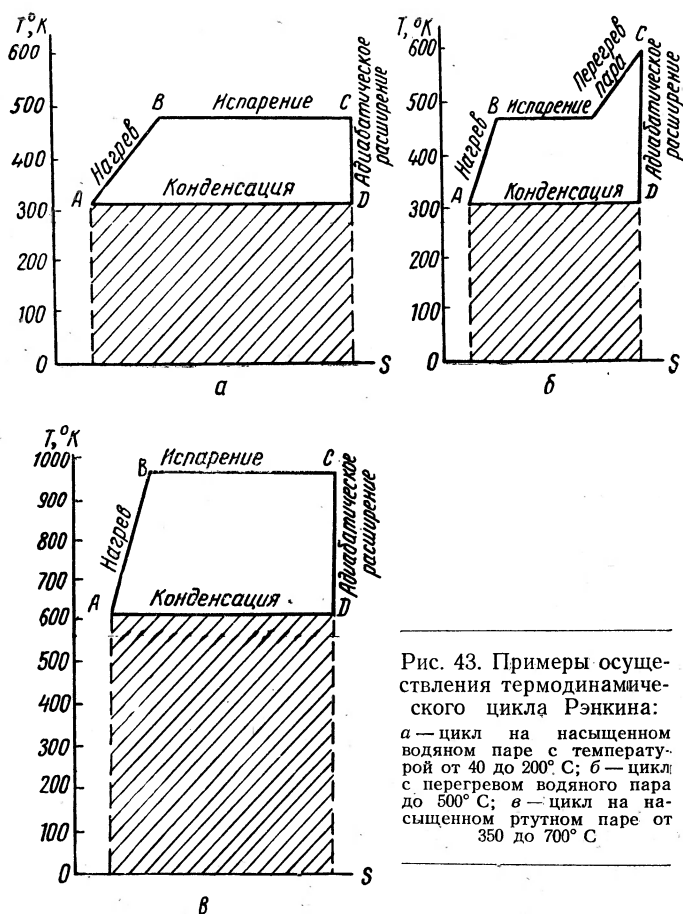


Рис. 43. Примеры осуществления термодинамического цикла Рэнкина:

$a$  — цикл на насыщенном водяном паре с температурой от  $40$  до  $200^\circ\text{C}$ ;  $б$  — цикл с перегревом водяного пара до  $500^\circ\text{C}$ ;  $в$  — цикл на насыщенном ртутном паре от  $350$  до  $700^\circ\text{C}$ .

Наконец, зависимость давления рабочего тела от температуры должна быть такой, чтобы это было удобно для конструирования соответствующей паровой турбины. В самом деле, если мы захотим взять температуру холодильника паровой турбины, работающей на водяном паре, равной  $0^\circ\text{C}$ , то последняя секция турби-

ны должна будет работать при давлении водяного пара всего лишь в 4,58 мм рт. ст., что приведет к фантастическому росту ее диаметра. Поэтому температура холодильника для современных паровых турбин не бывает ниже 30—40° С. С другой стороны, слишком высокое давление паров в нагревателе и в первых секциях турбины также вызывает конструктивные осложнения, а слишком низкое — ведет к увеличению размеров турбины.

Давление паров любого вещества изменяется с температурой почти точно согласно зависимости  $\lg p = A + B/T^\circ \text{K}$ , где  $A$  и  $B$  — константы для данного вещества, поэтому одно и то же рабочее тело не может быть использовано в весьма широком температурном интервале. Так, например, вода эффективна как рабочее тело цикла Рэнкина от критической точки, равной 374° С, до приблизительно +30° С. Правда, современные электростанции работают при большей температуре перегретого водяного пара, но, как мы уже отмечали, выигрыш от этого повышения температуры далеко не так велик, как это было бы в случае цикла Карно, и практически поднять к. п. д. этих станций против достигнутого уровня (~35%) уже нельзя. В то же время такое рабочее тело, как ртуть, имеющее точку кипения при 357° С и критическую точку приблизительно при 1500° С, может эффективно использоваться как рабочее тело цикла Рэнкина от самых высоких температур, допускаемых материалами, до примерно 230° С, где давление ее паров становится уже весьма низким.

В начале нашего века была предложена, а в 20—30-х годах в США и осуществлена в сравнительно больших масштабах идея так называемого бинарного цикла. Сущность ее состоит в том, чтобы разделить температурный интервал  $T_1 - T_2$  на две части и в каждой из них использовать наиболее подходящее рабочее тело.

Для высокотемпературной ступени построенных станций в качестве рабочего тела была выбрана ртуть, для низкотемпературной — вода. Две наиболее крупные установки такого типа в Кирни и в Саус-Мидоу развивали значительную по тем временам мощность до 20 тыс. квт и имели к. п. д. до 38%, совершенно недостижимый для пароводяных станций такой же мощности.

Несмотря на устойчивую работу построенных агрегатов, в том числе ртутнопаровых турбин, бинарные установки, более сложные и опасные в эксплуатации, чем чисто водяные, не получили дальнейшего распространения. Читатель, интересующийся этим вопросом, может обратиться к обстоятельной книге Ложкина и Канаева [16].

Мы перечислили пока лишь важнейшие теплофизические свойства, которым должно удовлетворять рабочее тело цикла Рэнкина. Кроме того, рабочее тело должно удовлетворять целому ряду технических требований, важнейшими из которых являются следующие: коррозионная совместимость с конструкционными материалами; химическая устойчивость при температурах выше 350—400°С — это требование лишает возможности применять почти все органические вещества; малая вязкость в жидком состоянии — это требование исключает такое потенциально возможное рабочее тело, как сера. Имеется еще целый ряд более тонких условий, таких, как режим кипения и конденсации, плотность и т. п.

В результате от всего многообразия химических элементов и их соединений остаются считанные единицы хороших рабочих тел. Такими телами являются прежде всего испытанные на практике вода и ртуть, а также еще не проверенные практикой иод (вряд ли он даст какие-либо существенные преимущества по сравнению с водой) и металлы: цезий, рубидий, калий, натрий и кадмий. Из неорганических соединений известный интерес для ядерной энергетики может представить единственное газообразное соединение урана —  $UF_6$ .

На рис. 44 показана зависимость упругости паров этих веществ от температуры. Для  $UF_6$  нижняя граница рабочей области определяется точкой плавления, для всех металлов рабочая область сверху ограничивается термостойкостью материалов.

**Газотурбинный цикл, или цикл Брайтона.** Если рабочее тело не будет конденсироваться в холодильнике и возвращаться в нагреватель в жидком состоянии, а будет все время находиться в газообразном, то это увеличит расход энергии на его возврат в нагреватель. Соответствующее уменьшение к. п. д. цикла при тех же  $T_1$  и  $T_2$  должно компенсироваться тем, что мы получим го-

раздо более широкий выбор рабочих тел, потому что отпадает характерная для цикла Рэнкина зависимость

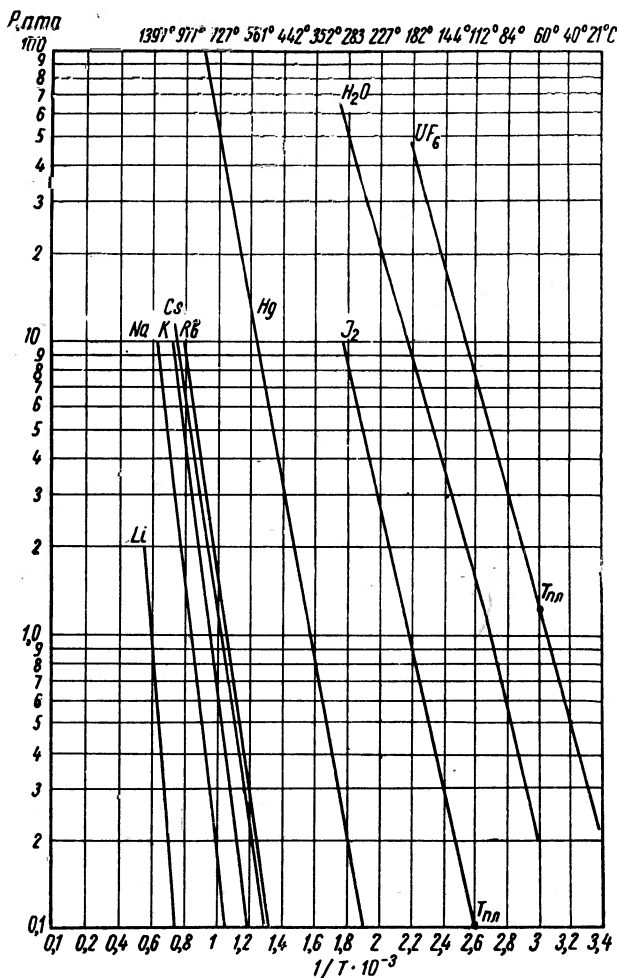


Рис. 44. Зависимость давления насыщенного пара от температуры для  $H_2O$ ,  $UF_6$ ,  $J_2$ ,  $Hg$ ,  $Cs$ ,  $Rb$ ,  $K$ ,  $Na$ ,  $Li$ .

давления от температуры. Диаграмма газотурбинного цикла Брайтона показана на рис. 45. Работа по циклу Брайтона осуществляется в турбореактивных авиацион-



ных двигателях, а также в газовых турбинах, все шире применяемых в различных областях техники.

По циклу Брайтона работают также поршневые двигатели внутреннего сгорания, при этом участок  $AB$  отвечает сжатию рабочей смеси,  $BC$  — ее воспламенению и сгоранию,  $CD$  — рабочий ход поршня. В точке  $D$  сравнительно горячие выхлопные газы выбрасываются

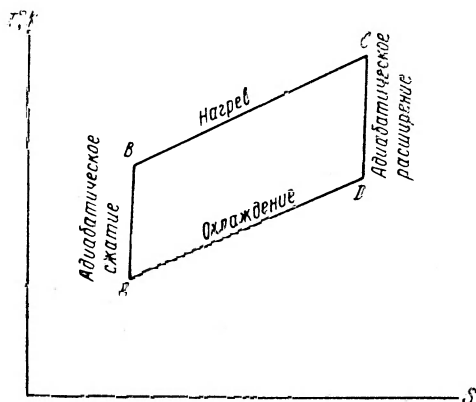


Рис. 45. Газотурбинный цикл Брайтона.

в атмосферу, а новая порция холодного топлива соответствует возврату в точку  $A$ . Роль холодильника выполняет здесь атмосферный обменный фонд.

Чтобы еще яснее представить себе технические последствия различия циклов, сравним оборудование электростанций, работающих по циклу Рэнкина и Брайтона. В первом случае топливо сжигается в топке парового котла — огромного сооружения (если мы хотим получить высокие параметры пара), из котла пар поступает в паровую турбину, отсюда в конденсатор-холодильник, также очень большой по размерам.

В случае газотурбинного цикла оборудование гораздо проще и компактнее: воздух сжимается турбокомпрессором (участок  $AB$ ); здесь в него впрыскивается жидкое топливо, после сгорания которого температура сжатого воздуха резко повышается (участок  $BC$ ), и он приобретает способность при последующем расши-

рени в сидящей на том же валу турбине отдать гораздо больше энергии. Таким образом, отпадают и паровой котел, и холодильник, но зато для получения такого же к. п. д. температура газов в газовой турбине должна быть существенно выше, чем температура пара на входе в паровую турбину.

Поэтому в данном случае цикл Брайтона позволяет резко упростить конструкцию станции, но лишь в том случае, если мы располагаем запасом термостойкости материалов.

В цикле Брайтона рабочим телом может служить любой достаточно инертный газ, однако, как известно из термодинамики, адиабатические процессы в различных газах происходят не совсем одинаково. При адиабатическом сжатии или расширении газ подчиняется так называемому уравнению адиабаты

$$pv^\gamma = \text{const}$$

(или  $p^{1-\gamma} \cdot T = \text{const}$ ), где  $\gamma = c_p/c_v$  — отношение теплоемкости газа при постоянном давлении к теплоемкости при постоянном объеме.

Величина  $\gamma$  принимает здесь значение от 1,67 для гелия до 1,07 для  $\text{UF}_6$ . Пользуясь вторым из приведенных уравнений адиабаты, легко подсчитать, что если газовая турбина работает на гелии, имеющем при входе в турбину давление 50 *ата* и температуру 1200° К, а на выходе температуру 600° К, то его давление на выходе из турбины должно составить 17,7 *ата*, т. е. гелий должен будет расширяться в турбине лишь в 2,82 раза, охлаждаясь вдвое, что конструктивно очень удобно. Если провести тот же расчет для  $\text{UF}_6$ , получится, что для того чтобы этот газ охладился в турбине вдвое, т. е. обеспечил бы тот же теоретический к. п. д., что и гелий, он должен будет расширяться в ней не в 2,82, а в  $2 \cdot 10^4$  раз! Ясно, что осуществить столь большое расширение газа в турбине технически почти невозможно, ведь для этого нужно, чтобы диаметр первых ее секций был очень мал, а последних очень велик. Поэтому одноатомные благородные газы — гелий, неон, аргон, — имеющие наибольшее отношение  $c_p/c_v$ , являются самыми подходящими рабочими телами для осуществления цикла Брайтона.

## Непосредственное преобразование тепловой энергии в электрическую

С помощью обычных термодинамических циклов тепловая энергия может быть превращена лишь в механическую энергию. Это хорошо там, где механическая энергия является не полуфабрикатом, а конечным продуктом, например, в транспортных установках. Если же нашей конечной целью является получение электроэнергии, то мы должны усложнить энергостанцию, до-

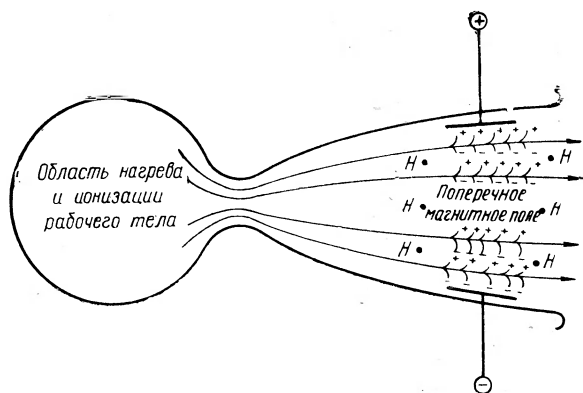


Рис. 46. Принцип действия контактного МГД-генератора.

бавив еще одну ступень преобразования энергии — генератор, обладающий и немалым весом и определенным к. п. д., правда, довольно высоким, но все же не равным 100%.

Стремление сделать энергетическую установку проще и компактнее привело к поискам различных способов непосредственного преобразования тепловой или даже химической энергии в электрическую. Из всех этих способов наиболее близко к обычным термодинамическим циклам примыкает магнетогидродинамический (МГД) генератор. Схема устройства одного из типов МГД-генераторов показана на рис. 46.

Образовавшаяся в результате сгорания химического топлива (или вышедшая из атомного реактора) плазма расширяется и ускоряется в сопле Лавала, помещенном

в поперечное магнитное поле. Положительные и отрицательные заряды плазмы, при ее движении в магнитном поле скапливаются на противоположных поверхностях плазменного столба. Проще говоря, МГД-генератор такого типа — это линейная динамомашинка, обращенная плазменная пушка, о которой шла речь в гл. 2. Наличие плазмы здесь вовсе не обязательно, нужно лишь иметь рабочее тело, способное расширяться в сопле Лавала и одновременно обладающее электропроводностью. Кроме плазмы, таким рабочим телом могла бы быть ртуть при закритических параметрах (температура более  $1500^{\circ}\text{C}$ , давление более  $1500\text{ атм}$ ) или, еще проще, металлическая пена, способная расширяться из-за содержащихся в ней пузырьков газа.

Если бы электропроводность рабочего тела МГД-генератора была бесконечно большой, его к. п. д. был бы равен к. п. д. соответствующего термодинамического цикла, однако на самом деле при тех температурах, которые нам доступны, к. п. д. этого генератора сильно отличается от к. п. д. термодинамического цикла, редко достигая более  $10\%$  \*. Если условно считать цикл Рэнкина первым этажом энергетики, а цикл Брайтона — вторым, то МГД-цикл должен быть отнесен к третьему этажу энергетики. Для достижения того же к. п. д., что и у циклов Рэнкина и Брайтона, МГД-генератору требуется температура в несколько тысяч градусов, но зато оборудование упрощается, практически лишаясь движущихся частей. Ядерный МГД-цикл можно замкнуть, направляя горячий газ, прошедший через сопло Лавала, на дополнительное использование в обычном цикле с возвратом в реактор. Только в таком виде МГД-генератор может рассматриваться как возможный вариант космической электростанции. Нужно сказать, что ученым и инженерам пока не удалось разработать МГД-генератор, который мог бы конкурировать с классическими устройствами прежде всего из-за сравнительно быстрого разрушения материала сопла и электродов.

Существенно отличаются от обычной схемы преобразователи, основанные на явлении термоэлектричества. На рис. 47 показан принцип возникновения термоэлек-

---

\* Коэффициент полезного действия МГД-генератора ограничивается в основном недостаточной проводимостью рабочего тела и омическими потерями на внутреннем сопротивлении.

тродвижущей силы, в сущности аналогичный явлению конвекции газа в неоднородно нагретой кольцевой трубе, только в случае термоэлектричества речь идет о конвекции не обычного, а электронного газа, заполняющего любой проводник. Таким образом, рабочим телом термоэлектродгенераторов является электронный газ, заключенный в кристаллическую решетку проводящих тел.

Если рассматривать к.п.д. металлических термопар, то даже при очень высоких температурах он не превышает 1%. Однако были получены полупроводниковые спай, например  $\text{AgSbTe}_2$  и его сплавы с  $\text{GeTe}$  ( $p$ -спай) и  $\text{PbTe} - \text{SnTe}$  ( $n$ -спай) [17], к.п.д. преобразования которых достигает 12%. Интересной разновидностью термоэлектродгенератора является так называемый плазменный диод, в котором часть токового кольца состоит из проводящей плазмы, возникающей в диоде, наполненном парами цезия. Плазменный диод позволяет получать к.п.д. выше, чем полупроводниковый — до 27%, но его конструкция существенно сложнее и не так долговечна [18]. Полупроводниковые и плазменные генераторы, как полагают зарубежные ученые, будут очень перспективны в небольших энергостанциях — примерно до 100 квт. При большей мощности их конкурентоспособность сомнительна, так как основное их преимущество — отсутствие движущихся частей — оборачивается против них, поскольку в этих генераторах очень трудно обеспечить отвод большого количества тепла от нагревателя к холодильнику.

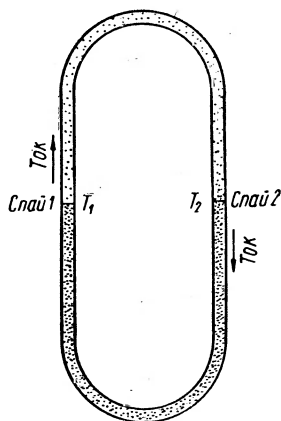


Рис. 47. Аналогия между конвекцией газа в кольцевом контуре и термоэлектричеством.

### Особенности теплового цикла космической электростанции

Тепловой цикл космической электростанции имеет две характерные особенности. Первая из них заключается в том, что мощность космической электростанции

и потребление ею атомного сырья и других дефицитных материалов ничтожны в масштабах любой страны, развитой в промышленном отношении, поэтому и к. п. д. такой станции имеет совсем другой смысл. От космической электростанции нам, по крайней мере в ближайшее время, требуется не столько высокое значение к. п. д., сколько малая удельная масса, т. е. как можно меньшее количество килограммов массы установки, приходящихся на каждый киловатт ее мощности.

Конечно, если при том же весе станции увеличить ее к. п. д., то это приведет к уменьшению ее удельной массы и поэтому выгодно. Но если увеличение к. п. д., скажем, на 30% требует увеличения массы станции на 50%, то в условиях космоса такая возможность не приемлема, хотя на Земле приветствовалась бы и очень быстро могла быкупиться.

Второй важнейшей особенностью космической электростанции является наличие радиационного холодильника.

Земные тепловые электростанции всегда строятся вблизи источников воды и сбрасывают в нее неиспользованное тепло. Жителям больших городов хорошо знакомы незамерзающие в самые сильные морозы полыньи, образующиеся на реке вблизи тепловых станций. Недавно венгерские инженеры предложили и успешно осуществили схему охлаждения холодильников тепловых станций, позволяющую строить такие станции в безводных районах, но все же тепло в них передается воде и воздуху, имеющим практически бесконечно большую массу и теплоемкость.

В космосе отсутствуют тела с большой теплоемкостью, а теплопроводность вакуума мирового пространства равна нулю, поэтому единственный способ избавиться от накапливающегося в холодильнике тепла — сбрасывать его в пространство с помощью инфракрасного теплового излучения.

Из этого обстоятельства можно сделать важнейшие выводы о конструкции холодильника космической электростанции и о характере ее теплового цикла. Согласно закону Стефана — Больцмана интенсивность излучения с единицы поверхности любого тела подчиняется закону

$$\omega = \varepsilon \sigma T^4,$$

где  $w$  — мощность излучения,  $\text{кал}/\text{см}^2$ ;  $\epsilon$  — коэффициент черноты тела (согласно законам термодинамики,  $\epsilon$  не может быть больше единицы);  $\sigma$  — постоянная Стефана — Больцмана, равная  $1,365 \cdot 10^{-12} \text{ кал}/\text{см}^2 \cdot \text{сек} \cdot \text{град}^4$  (или  $5,67 \cdot 10^{-12} \text{ дж}/\text{см}^2 \cdot \text{сек} \cdot \text{град}^4$ );  $T$  — абсолютная температура тела,  $^\circ\text{К}$ .

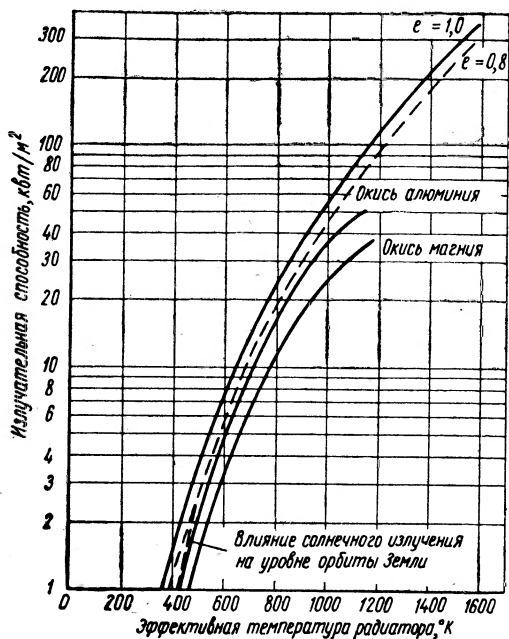


Рис. 48. Зависимость излучательной способности радиатора от его эффективной температуры. Показано влияние переменной степени черноты двух видов покрытий.

На рис. 48 показана зависимость мощности излучения в киловаттах на квадратный метр от температуры радиационного холодильника. Если выбрать температуру радиационного холодильника космической электростанции близкой к обычной для земных станций, например  $364^\circ\text{К}$  ( $91^\circ\text{С}$ ), то максимально возможная величина излучательной способности холодильника составит  $1 \text{ кВт}/\text{м}^2$ . Нетрудно подсчитать, что для электростанции

мощностью 2500 квт, имеющей к. п. д. 20%, в этом случае понадобится радиационный холодильник площадью 10 тыс. м<sup>2</sup>, т. е. ровно 1 га. Но может быть можно увеличить площадь холодильника посредством сильно развитого оребрения, системы тонких трубочек и прочих конструктивных приемов?

Термодинамика на этот вопрос отвечает отрицательно. Например, кусочек активированного угля обладает громадной поверхностью, но излучает в пространство

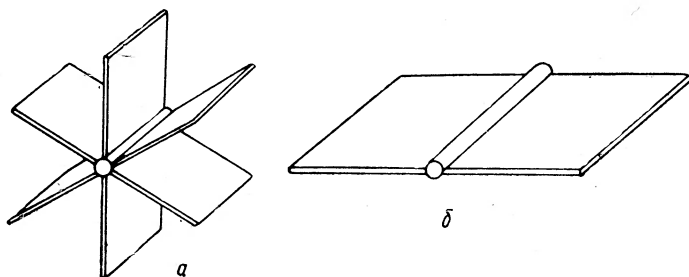


Рис. 49. Неправильная (а) и правильная (б) форма радиационного холодильника.

лишь его *внешняя* поверхность. Если излучающее тело имеет сложную форму, то точно подсчитать его эффективную излучающую поверхность довольно трудно, но она примерно равна поверхности тонкой упругой пленки, если ею обтянуть излучатель (рис. 49). Поэтому в космосе мы будем вынуждены буквально разворачивать огромные плоскости радиационного холодильника да еще к тому же защищать от их теплового и, возможно, радиоактивного излучения жизненно важные центры космического корабля. Обойти как-либо решение этой технической задачи невозможно, и проблема сброса избыточного тепла будет сложнейшей проблемой космической энергетики, несмотря на возможное в будущем применение любых других источников энергии и способов ее преобразования.

Природа подсказывает нам лишь один выход; нужно увеличивать насколько возможно температуру холодильника, *несмотря на снижение к. п. д. энергостанции.* Получаются своеобразные клещи: сверху — ограничение температуры нагревателя из-за ограниченной термо-



стойкости материалов, снизу — ограничение температуры холодильника требованием уложить его в заданный габарит.

Вода как рабочее тело космической электростанции оказывается совершенно не пригодной, так как требует слишком низкой температуры холодильника.

В зарубежной литературе в качестве наиболее вероятных рабочих тел для осуществления в космосе цикла Рэнкина рассматриваются ртуть и другие низкокипящие металлы. При этом, чем выше точка кипения металла, тем, в принципе, выгоднее его использовать.

Наиболее изученной с точки зрения использования в качестве рабочего тела является ртуть, однако у нее есть и весьма крупные недостатки. Ртутный пар очень ягжел (атомный вес  $\sim 200$ ), а его теплосодержание в единице объема весьма мало, поэтому экономичные турбины на ртутном паре получаются тихоходными и очень тяжелыми. Кипение и пароотделение, обязательные для цикла Рэнкина, в условиях невесомости представляют значительную проблему.

Проще говоря, если не создать посредством вращения испарителя и конденсатора-холодильника искусственную тяжесть, установка работать не будет, она забьется пеной из ртути и ртутного пара. Процесс кипения, испарения и конденсации ртути описаны достаточно подробно (см. работу [16]). Ртуть не смачивает поверхности устойчивых к ней металлов и поэтому кипит и конденсируется совсем не так, как вода. При кипении воды образовавшийся пузырек пара уходит внутрь трубы испарителя, не мешая контакту остальной массы воды с его стенками. При кипении ртути пузырьки ее пара скользят между массой ртути и стенкой испарителя, отжимая ртуть к середине трубы и мешая нормальному теплообмену. Точно так же конденсация паров воды носит пленочный, а конденсация паров ртути — капельный характер.

Тем не менее ученые США рассматривают ртутный цикл как первый, подлежащий проверке в условиях космоса. На описании проектов, разрабатываемых в США, мы остановимся после знакомства с устройством атомного реактора.

В книге У. Корлисса [9] рассматривается цикл с использованием паров натрия. Натрий, безусловно, яв-

ляется более подходящим рабочим телом, чем ртуть, и натриевый цикл обещает больше чем ртутный, но удастся ли разработать соответствующие материалы и арматуру, покажет будущее.

Большой интерес представляет возможность использования в космической электростанции цикла Брайтона с гелием в качестве рабочего тела.

Инертность гелия позволяет надеяться нагревать его в реакторе гораздо сильнее, чем пары натрия или ртути, — до  $1500^{\circ}\text{C}$ . При этом, во-первых, исключается необходимость создания искусственной тяжести путем вращения всей энергостанции; во-вторых, снимается очень сложная при использовании жидких металлов проблема коррозии; в-третьих, на случай нарушения герметичности системы и потери гелия, например, из-за попадания метеорита в холодильник, космический корабль может иметь двойной-тройной его запас. Гелий абсолютно не поглощает нейтроны и не становится радиоактивным в атомном реакторе, одинаково пригоден для охлаждения атомных реакторов любого типа. Нерадиоактивность гелия очень важное обстоятельство, так как нерадиоактивный холодильник электростанции можно даже в условиях космоса починить, заменить секцию и т. п., в то время как в случае одноконтурного натриевого цикла сильнейшая радиоактивность делает холодильник почти недоступным. Гелиевый цикл был бы вне конкуренции, но он, к сожалению, обещает очень большой по размерам и весу холодильник, и удельная масса электростанции с использованием гелиевого цикла получается по расчету в несколько раз больше, чем в случае натриевого цикла.

В табл. 4, которую мы с некоторыми сокращениями заимствуем из книги У. Корлисса [9], приведены сравнительные характеристики космической электростанции с использованием натриевого или гелиевого цикла.

Как видно из приведенных в таблице данных, давление паров натрия даже при столь высоких температурах очень мало, и понижение температуры холодильника становится невозможным уже из-за того, что в нем резко понизится давление паров натрия. Следует отметить, что приведенные в табл. 4 параметры гелиевого цикла не являются оптимальными. Корлисс рассматривает цикл, в котором расширение гелия в турбине и

Сравнение цикла Рэнкина на натрии и цикла Брайтона на гелии

Параметр	Цикл Брайтона	Цикл Рэнкина
Рабочее тело . . . . .	Гелий	Натрий
Мощность на валу . . . . .	1250 кВт	1250 кВт
Давление на входе турбины . . . . .	19,6 ата	0,660 ата
Давление на входе компрессора . . . . .	5,64 ата	0,086 ата
Температура на входе в реактор . . . . .	687°К	933°К
Температура на входе турбины . . . . .	1444°К	1110°К
Секундный расход рабочего тела . . . . .	1,95 кг/сек	1,83 кг/сек
К.п.д. цикла . . . . .	16,3%	17,9%
Площадь поверхности радиатора . . . . .	1560 м <sup>2</sup>	139 м <sup>2</sup>

сжатие в компрессоре происходят адиабатически. Это ведет к сильному нагреву гелия в компрессоре, что затрудняет его сжатие и уменьшает способность воспринимать тепло атомного реактора. Если по примеру ряда проектов, связанных с атомным самолетом, сжимать гелий почти изотермически, т. е. охлаждать его в секции холодильника после каждой ступени сжатия компрессора, то это видоизменение тепловой схемы цикла Брайтона позволит существенно уменьшить необходимую поверхность холодильника.

Большой интерес представляет возможность использования в космосе устройств для непосредственного преобразования тепловой энергии в электрическую: термоионных и термоконтактных преобразователей.

В США созданы и испытаны термоконтактные преобразователи, использующие тепло радиоактивного распада различных радиоизотопов и дающие на выходе до 100 вт электроэнергии при весе около 80 кг.

Хотя эти устройства весьма просты и надежны в работе, их низкий к. п. д. и большая масса делают их конкурентоспособность при больших мощностях сомнительной.

Действительно, паровая турбина, сплошь состоящая из «вращающихся частей», может безостановочно работать десятки тысяч часов, в то время как срок службы разного рода электровакуумных и полупроводниковых приборов в сходных условиях эксплуатации никогда не

был столь продолжительным. Поэтому наличие вращающихся частей, резко интенсифицирующих процесс теплообмена в обычных циклах преобразования, вовсе не является решающим доводом против использования этих циклов.

Огромное количество работ, посвященных устройствам непосредственного преобразования, объясняется не столько преимуществами последних, сколько тем, что их легко создать даже исследователям-одиночкам, поскольку это «настольные» устройства. Между тем осуществление цикла Рэнкина или Брайтона даже в опытных установках требует труда большого коллектива ученых, инженеров и рабочих.

Заканчивая этот раздел, мы должны отметить, что выбор и отработка цикла преобразования для космической электростанции являются наиболее сложной задачей, гораздо сложнее, чем просто постройка атомного реактора для той же станции.

Как и в области выбора типа электроракетных двигателей, здесь нет еще полной ясности, однако несомненно, что эта задача является разрешимой на уровне современной науки и техники, т. е. для выбора и отработки цикла преобразования космической электростанции не требуется совершать крупных научных открытий или изобретать совершенно новые материалы.

### **Источники энергии в космическом пространстве**

Для осуществления межпланетных перелетов представляют интерес лишь два источника энергии: атомный реактор и Солнце. Известный интерес для целей малой энергетики (электроснабжения автоматических межпланетных станций и спутников, лунных станций) могут представлять также радиоизотопные источники энергии, но они слишком маломощны, дороги и неуправляемы.

Атомный реактор — это устройство, в котором созданы условия для протекания цепной реакции деления. Наука называет процесс цепным, если при его осуществлении происходит сцепление предыдущих и последующих актов и если он сам создает условия для своего поддержания и развития. Горение большого костра, вспышка пороха — цепные процессы, а сжигание тонкой

веточки, которая неспособна гореть сама, — процесс не цепной. Одна и та же реакция, например химическое горение или деление ядер урана, может быть как цепной, так и не цепной.

Если облучать уран нейтронами, испускаемыми внешним нейтронным источником, то эти нейтроны также вызывают деление ядер урана, но процесс не будет цепным, число ядер урана, делящихся каждую секунду, будет определяться мощностью внешнего источника. Совсем другое дело, когда уран будет делиться под действием нейтронов, возникших при его же делении. При делении ядра урана-235 образуется в среднем два с половиной так называемых вторичных нейтрона, которые в свою очередь могут вызвать деление новых ядер урана. Если нейтроны не теряются, то каждое следующее «поколение» делящихся ядер будет многочисленнее предыдущего в 2,5 раза, и процесс деления будет стремительно развиваться, приводя к атомному взрыву.

В то же время цепной процесс в данном случае легко поддается регулированию: стоит лишь в массу урана, где развивается цепная реакция, ввести поглотитель нейтронов или убрать часть урана, увеличив вылет нейтронов наружу, как процесс из нарастающего превратится в стационарный или затухающий.

Хотя физикам известно довольно много делящихся веществ, практический интерес из них сейчас представляют три: уран-233, уран-235 и плутоний-239. Их ядерные свойства достаточно похожи, а в металлургическом смысле уран несколько лучше плутония и к тому же не так токсичен и радиоактивен.

Как сделать из урана атомный реактор?

Если мы располагаем чистым изотопом  $U^{235}$  или  $U^{233}$ , то самое простое — взять достаточное количество этого изотопа (несколько килограммов), сделать из него две полусферы и медленно сближать их, уменьшая тем самым вредный вылет нейтронов. При правильно выбранных размерах полусфер в некоторый момент сближения система, как говорят, достигнет критичности, т. е. коэффициент умножения числа делений от поколения к поколению станет в ней равным единице. Если еще чуть-чуть сблизить полусферы, коэффициент размножения превысит единицу и начнется медленное, но неуклонное

нарастание мощности реактора, представляющего собой в сущности сердцевину атомной бомбы простейшего типа.

Выделяющиеся при делении урана вторичные нейтроны имеют большую энергию — в среднем около 1 000 000 эв. В реакторе, который мы только что описали, эти нейтроны непосредственно вызывают деление последующих поколений, поэтому реактор, содержащий в своей активной зоне в основном делящееся вещество со сравнительно малым, несущественным количеством примесей, называется реактором на быстрых нейтронах. Каковы конструктивные особенности такого реактора?

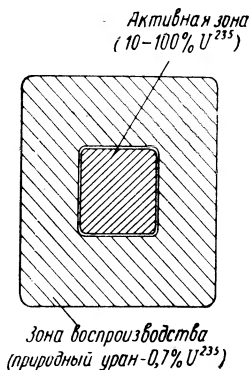


Рис. 50. Принципиальная схема реактора на быстрых нейтронах

Реактор на быстрых нейтронах (рис. 50) отличается малым размером активной зоны и большим вылетом из нее избыточных нейтронов. Чтобы эти нейтроны не пропадали, активную зону окружают зоной воспроизводства из природного урана, содержащего в основном уран-238. Под действием быстрых нейтронов уран-238 превращается в плутоний, причем плутония в зоне воспроизводства может образовываться и больше, чем количество сгорающего в активной

зоне урана-235. Поэтому такой реактор называется реактором с расширенным воспроизводством делящихся материалов. Расширенное воспроизводство несколько не нарушает основных законов сохранения, ведь плутоний образуется не из сгорающего урана-235, а также из расходуемого урана-238. Полный баланс масс реактора на быстрых нейтронах выглядит примерно следующим образом: на 1 кг сгоревшего урана-235 образуется примерно 1 кг осколков деления, кроме того, полтора килограмма урана-238 превращается в плутоний. Реактор на быстрых нейтронах малочувствителен к добавкам различных конструкционных материалов, но не допускает присутствия в активной зоне легких элементов: водорода (воды), лития, бериллия. Его активная зона может быть сделана очень небольшой по размерам, и практически

ее габарит и устройство определяются требованиями теплосъема. Все быстрые реакторы, построенные до настоящего времени в СССР, США и Англии, имеют жидкометаллическое охлаждение, однако, изменив несколько конструкцию активной зоны, можно охлаждать быстрый реактор и гелием. Интенсивность теплосъема и мощность реактора будут при этом существенно меньше.

Реактор на быстрых нейтронах можно создать только в том случае, если имеется достаточное количество концентрированного ядерного горючего, содержащего не менее 10% делящегося изотопа. На природном или слабообогащенном уране сделать такой реактор нельзя, поэтому до настоящего времени наибольшим распространением пользуются реакторы на тепловых нейтронах, менее требовательные к разбавлению делящегося изотопа почти не делящимся ураном-238. Реактор на тепловых нейтронах (рис. 51) получается в том случае, если делящееся вещество сильно разбавлено одним из легких элементов,

малопоглощающим нейтроны. Такими элементами являются водород (и дейтерий), бериллий и углерод. В реакторе на тепловых нейтронах быстрые нейтроны, испускаемые при делении урана, не вызывают сразу же цепную реакцию, а, попав в замедлитель, состоящий из легкого элемента или его соединения, замедляются до тех пор, пока не приходят в тепловое равновесие с замедлителем. Медленно летящие «тепловые» нейтроны особенно легко поглощаются делящимися изотопами, поэтому реактор на тепловых нейтронах требует гораздо меньше делящегося вещества, но получается большим по объему. Теплосъем в таком реакторе может осуществляться самыми различными теплоносителями. Построены и успешно работают реакторы на тепловых нейтронах с охлаждением обычной водой, тяжелой водой, углекислым газом и жидким натрием.

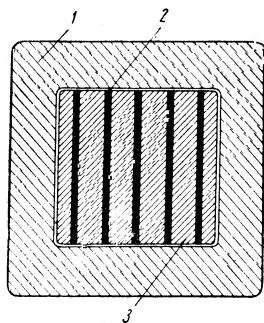


Рис. 51. Принципиальная схема реактора на тепловых нейтронах:

1 — отражатель (графит, окись бериллия); 2 — делящееся вещество; 3 — замедлитель (вода, графит, окись бериллия).

В качестве замедлителей применяются графит, вода, тяжелая вода, бериллий и окись бериллия.

В большинстве реакторов делящееся вещество отделяют от замедлителя, располагая его в тепловыделяющих элементах, имеющих каналы для охлаждения. Именно такой гетерогенный реактор изображен на рис. 51. Однако существуют и успешно работают и гомогенные реакторы. Существуют так называемые кипящие реакторы, в которых атомное горючее в виде солей урана растворено в воде, кипящей во время работы реактора. Возможны также реакторы с горючим, циркулирующим в контуре, например с раствором урана в висмуте или с газообразным гексафторидом урана.

Из-за потерь нейтронов в замедлителе и конструкционных материалах и по другим причинам коэффициент воспроизводства горючего у тепловых реакторов ниже, чем у быстрых, и в зависимости от типа реактора меняется от 0,3 до 1,0.

Между быстрыми и тепловыми реакторами нет непроходимой пропасти. Уменьшая количество замедлителя, можно получить так называемые реакторы на промежуточных нейтронах, размеры и свойства которых будут в большей или меньшей степени приближаться к свойствам одного из двух крайних типов реакторов.

### **Особенности реактора космической электростанции**

При создании наземных реакторов конструкция в значительной мере определяется экономическими соображениями. Стоимость осуществления программы постройки и запуска обитаемого космического корабля с электроракетными двигателями столь велика, что по сравнению с ней различие в стоимости реакторов различных типов не имеет значения.

Поэтому экономические соображения отступают здесь на второй план, важнейшими же являются: малая удельная масса, малые размеры, надежность и безопасность при длительной работе в условиях высоких температур, надежность управления.

Необходимо иметь в виду, что если турбину или другой узел станции можно в космосе как-то исправить, потерянный теплоноситель заменить новым, то заменить атомный реактор практически невозможно из-за его



огромной радиоактивности. Дублирование реакторов также очень трудно осуществимо, так как оно значительно увеличивает вес радиационной защиты и требует установки на входе и выходе каждого реактора высокотемпературных вентилях (иначе дублирование не имеет смысла, ведь в случае потери герметичности одним из реакторов он должен быть отсечен).

Какие материалы могут быть использованы для создания такого реактора? Ядерное горючее (по-видимому, уран) может выдерживать высокие температуры, если брать его в виде уран-молибденового сплава, окислов или карбида урана. Замедлитель реактора может быть выполнен из чрезвычайно термостойкого графита или окиси бериллия. Корпус реактора, так же как и трубопроводы, вовсе не обязан иметь ту же рабочую температуру, что и активная зона, так как внутри их может быть помещена необходимая теплоизоляция. Поэтому силовой корпус реактора, выдерживающий перепад давления, можно выполнить из обычной высококачественной стали. Одной из наиболее сложных проблем при создании реактора космической станции будет проблема герметизации атомного горючего и выделяющихся из него радиоактивных продуктов деления. Опасность нарушения герметизации одного из многочисленных тепловыделяющих элементов реактора состоит прежде всего в том, что при этом в контур, турбину, теплообменники попадают радиоактивные продукты деления, которые делают контур труднодоступным для обслуживания даже в случае останова реактора.

Если же проблема герметизации топлива будет успешно решена, то, например, в случае гелиевого теплоносителя контур абсолютно нерадиоактивен, а в случае такого теплоносителя, как натрий, хотя радиоактивность контура и будет во время работы значительной, но после останова реактора через 9,5 суток уменьшится в 100 раз, а через 20 суток — в 10 000 раз. При большой длительности космических путешествий такие сроки необходимого ожидания спада радиоактивности при аварии не слишком велики.

Зарубежные конструкторы и технологи прилагают сейчас большие усилия для того, чтобы найти наиболее рациональную конструкцию высокотермостойкого и герметичного тепловыделяющего элемента атомного реак-

тора. Рассматриваются такие варианты, как размещение карбида урана внутри графитовых шариков, элементы из окиси бериллия с примесью окиси урана, сплав урана и молибдена, очехлованный молибденом, и многие другие.

### Защита от излучения атомного реактора

Человек не может приспособиться к действию радиоактивных излучений. Поток нейтронов и  $\gamma$ -лучей в атомном реакторе мощностью около 10 тыс. квт в  $10^{10}$  раз больше допустимого в кабине космического корабля. Если между реактором и кабиной не располагать никакой защиты, поток излучения от атомного реактора будет спадать обратно пропорционально квадрату расстояния от него и станет равным допустимой величине лишь на расстоянии 30—100 км! На расстоянии порядка 100 м, на которое реально можно удалить реактор и обитаемые помещения корабля, поток излучения будет больше допустимого в  $10^5$ — $10^6$  раз, значит именно в такой степени излучение реактора должно ослабляться защитой из материалов, хорошо поглощающих нейтроны и  $\gamma$ -лучи. Можно ли создать такую защиту и сколько она будет весить? Можно ли рассчитывать на открытие какой-то особо легкой и непроницаемой радиационной защиты?

Нейтроны поглощаются только ядрами атомов, практически не взаимодействуя с их электронной оболочкой, поэтому помочь нам химия бессильна. Мы можем брать элемент в виде любого химического соединения: его способность поглощать нейтроны от этого не изменится. Химическое соединение поглощает нейтроны точно так же, как и смесь элементов, взятых в той же пропорции.

Гамма-лучи поглощаются в результате взаимодействия как с ядрами атомов, так и с внутренними электронами главным образом самых глубоких  $K$ - и  $L$ -оболочек. Электроны  $K$ - и  $L$ -оболочек не изменяют своих орбит при образовании химических соединений, поэтому поглощение  $\gamma$ -лучей также не зависит от природы химических связей, от типа химического соединения\*.

---

\* Исключением из этого правила является эффект Мессбауэра; не вполне точно выполняется оно также для очень мягких  $\gamma$ -лучей.

Способность поглощать и рассеивать нейтроны и  $\gamma$ -лучи измерена для всех элементов периодической системы, поэтому никаких принципиально новых поглощающих материалов создать нельзя.

Физика здесь уже сказала свое слово, и вес и габарит радиационной защиты целиком определяются изобретательностью инженеров и техников, рациональным выбором защитных материалов.

Для защиты наземных реакторов обычно используется бетон, обыкновенный или утяжеленный добавками железной руды и железного скрапа. Необходимая толщина слоя такой защиты около 1,5 м, вес 1 м<sup>2</sup> составляет 5—7 т. Существуют гораздо более экономичные комбинации защищающих элементов, например железо-водная защита или гораздо более дорогая защита на основе вольфрама и гидридов некоторых металлов. Защита атомных реакторов обычно содержит три вида элементов: тяжелый элемент, активно поглощающий  $\gamma$ -лучи (железо, свинец, вольфрам), водород, эффективно замедляющий быстрые нейтроны, и один из элементов, хорошо поглощающих медленные нейтроны (бор, литий).

Снизить вес материала защиты меньше чем до тонны на квадратный метр пока не удастся. Если пытаться окружить атомный реактор космической станции защитой со всех сторон, то ее общий вес составит несколько десятков тонн, что недопустимо много. Поэтому считают, что защиту реактора придется делать секторной, теневой. Кроме того, оборудование контура (трубопровод, турбина, холодильник) при удачной компоновке также могут играть роль защиты. Секторная защита реактора имеет свои неудобства: она исключает кольцевые конструкции космических кораблей, вынуждая располагать все узлы корабля по прямой линии от реактора в порядке возрастания радиационной чувствительности. Секторная защита предполагает наличие в непосредственной близости от корабля зоны смертельных доз, попадание в которую даже на короткое время может оказаться трагическим.

Космические корабли, следующие по одному маршруту и имеющие лишь секторную защиту, не смогут находиться вблизи один от другого; всякое приближение одного корабля к другому на расстояние менее не-

Сколько километров будет вызывать переоблучение космонавтов. Поэтому взаимодействие и в случае необходимости взаимопомощь кораблей будут затруднены, хотя и не невозможны.

На рис. 52 показано наиболее вероятное расположение узлов космического корабля, вооруженного атомной

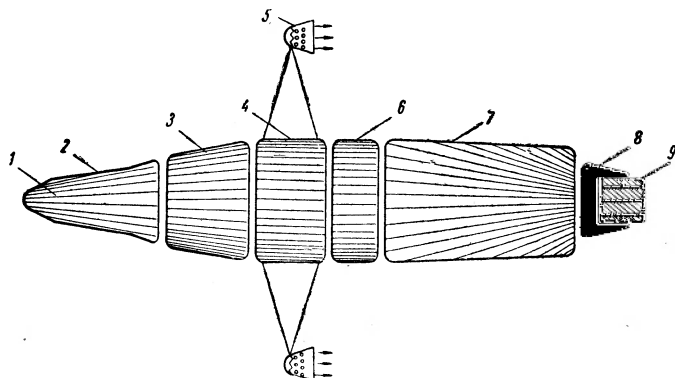


Рис. 52. Наиболее вероятное расположение узлов космического корабля с атомным двигателем:

1 — кабина экипажа; 2 — радиационная защита кабины; 3 — запас воды, кислорода и продуктов питания; 4 — запас рабочего тела; 5 — двигатели малой тяги; 6 — энергосиловое оборудование; 7 — радиационный холодильник; 8 — секторная радиационная защита; 9 — атомный реактор.

электростанцией. Крайними, наиболее удаленными одна от другой точками корабля являются кабина экипажа и атомный реактор. Секторная защита примыкает почти вплотную к реактору, такое расположение уменьшает ее вес. Расположенные за секторной защитой радиационный холодильник и силовое оборудование станции уже находятся в тени секторной защиты и потому доступны для обслуживания, а, кроме того, сами являются дополнительной защитой для экипажа.

Если два таких корабля должны встретиться и затем разойтись в космосе, то они могут сделать это, лишь развернувшись один к другому кабинами экипажа. Поэтому необходимо иметь возможность изменять направление тяги двигателей по отношению к оси корабля.

Нужно ли будет дополнительно защищать кабину космического корабля? По-видимому, да, так как кроме

излучения атомного реактора в космосе имеются и другие виды излучения: космическое, потоки быстрых и медленных протонов от солнечных вспышек, излучение радиационных поясов Земли.

Осуществление программ запуска искусственных спутников Земли и автоматических межпланетных станций быстро пополняет наши сведения об излучении в космическом пространстве.

Так, сейчас уже известно, что годовая доза облучения во внутреннем поясе Ван-Аллена на высоте 3200 км составляет около  $10^5$  р. Годовая доза во внешнем поясе — на высоте около 21 000 км — даже несколько выше, поэтому время пребывания незащищенного космонавта в области этих поясов не должно превышать одного часа, и необходимость дополнительной радиационной защиты кабины экипажа не вызывает сомнений.

Запуск автоматических межпланетных станций быстро пополняет наши сведения о радиационной опасности космического пространства. Обычно считают, что наиболее эффективной защитой от космического излучения является свинцовая, урановая или из какого-либо другого тяжелого элемента.

Если говорить о чисто космическом излучении, состоящем в основном из быстрых протонов, то такое излучение лучше поглощается легкими элементами, особенно водородом, и защита, например из гидрида лития, будет весить процентов на тридцать меньше, чем из свинца.

Покрытие кабины космического корабля слоем легких элементов выгодно также и с точки зрения уменьшения интенсивности тормозного рентгеновского излучения, вызываемого попаданием быстрых электронов на стенки кабины. Однако уже возникшее  $\gamma$ -излучение легкие элементы задерживают недостаточно, поэтому при прохождении радиационных поясов Земли наиболее эффективной защитой кабины космического корабля может быть комбинация из листов вольфрама или урана-238 (внутренний слой) и гидрида лития (внешний слой).

Общий вес радиационной защиты космического корабля во многом зависит от размеров (поперечного сечения) активной зоны атомного реактора, а также от времени пребывания корабля в зоне радиационных поясов

Земли. Во всяком случае он составит изрядную долю общего веса энергостанции и не может быть меньше нескольких тонн.

### Атомный реактор или солнечное зеркало?

Если поставить задачу следующим образом: имеются две энергостанции, одна с атомным реактором, другая с солнечным зеркалом, причем обе станции уже смонтированы в космосе и предназначены для полета на Марс или Венеру. В этом случае при условии равенства мощности и веса станций выбор, безусловно, должен пасть на солнечную. Каждый инженер и ученый, вплотную сталкивавшийся с проблемой защиты от излучения и всех связанных с ней трудностей и опасностей, не говоря уже о задачах текущего ремонта и обслуживания радиационного контура, сделает этот выбор без колебаний.

Но на самом деле положение таково, что солнечную станцию еще нужно создать, причем отсутствует инженерный опыт постройки или раскрытия в космосе зеркал площадью порядка 1 га. В упоминавшейся книге У. Корлисса приводится оценка веса жесткого параболического зеркала — 0,15 кг/квт. Эта оценка, безусловно, очень далека от возможностей техники и является скорее свидетельством того, что конструкторская мысль еще не научилась в полной мере использовать преимущества невесомости. Однако при необходимой нам удельной массе станции 5—10 кг/квт даже и такое зеркало не является слишком массивным, тем более, что у нас в «запасе» ненужная теперь секторная радиационная защита весом в несколько тонн. Но зарубежные конструкторы все же считают солнечное зеркало уступающим по своим свойствам атомному реактору. Ведь его надо точно ориентировать, и даже в случае точной ориентации небольшие изменения его формы могут резко нарушить равномерность подвода энергии к нагревателю и вызывать аварию.

Значительную часть времени полета космический корабль будет проводить вблизи Земли или другой планеты, обращаясь вокруг нее с периодом в несколько часов. В таких условиях требование постоянной ориентации зеркала, а скорее всего и всей станции по отно-

шению к Солнцу при все время изменяющемся направлении тяги двигателей сильно усложняет конструкцию. Наконец, одно из самых больших неудобств — солнечное зеркало пригодно лишь для полетов к Венере, Марсу, ближайшим астероидам. Для полетов к большим планетам солнечной системы, а тем более для межзвездных полетов оно абсолютно непригодно. Все же пока нет оснований считать Солнце побежденным земной атомной энергией.

Хотя первые космические электростанции почти несомненно будут атомными, накопление соответствующего инженерного опыта может привести к применению, особенно на будущих регулярных космических трассах, солнечных силовых установок.

Для энергоснабжения лунных экспедиций Мэккей и Левенталь [19] предлагают построить солнечную электростанцию. По расчетам авторов станция, работающая на ртутном паре, при температуре на входе в турбину  $750^{\circ}\text{K}$  может дать 1 квт электрической мощности с  $3,25\text{ м}^2$  поверхности зеркала.

### Полет к Луне с помощью двигателей малой тяги

Во введении мы уже приводили величину характеристической скорости перелета Земля — Луна — Земля и вклад в нее различных составляющих.

Ни для старта с поверхности Земли, ни для посадки и взлета с поверхности Луны двигатели малой тяги непригодны. Поэтому в случае полета на Луну их роль может ограничиваться лишь переводом ракеты с околоземной орбиты на окололунную и наоборот. В то же время этот участок в случае старта с Земли требует увеличения скорости ракеты лишь на  $2\text{ км/сек}$ , а в случае старта с поверхности Луны дополнительная скорость составит менее  $1\text{ км/сек}$ . Поэтому, как это ни странно, для осуществления, по-видимому, первого в истории человечества межпланетного перелета Земля — Луна двигатели малой тяги мало подходят, да и сам полет с их использованием будет длиться в несколько раз больше. Мы уже говорили о том, что в США осуществляется программа «Аполлон», рассчитанная на высадку экипажа на Луне в 1968—1970 гг. Применение

двигателей малой тяги при реализации этой программы американскими учеными не предусматривается.

### Состояние работ по созданию космических атомных электростанций

Американские ученые в качестве первого шага на этом пути рассматривают создание небольшой космической электростанции мощностью 3 кВт и весом 270 кг (без защиты), работающей по циклу Рэнкина на ртутном паре. Проект такой установки был опубликован еще в 1957 г. под названием SNAP-2 [20].

При разработке системы SNAP-2 к ней были предъявлены следующие основные требования:

Мощность . . . . .	3 кВт
Масса . . . . .	не более 270 кг
Площадь радиатора . . . . .	не более 10 м <sup>2</sup>
Время действия . . . . .	1 год
Дистанционный запуск на орбите.	

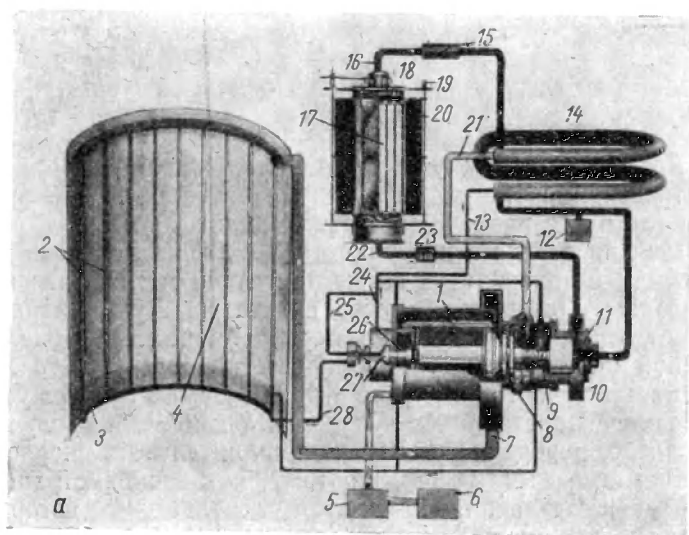


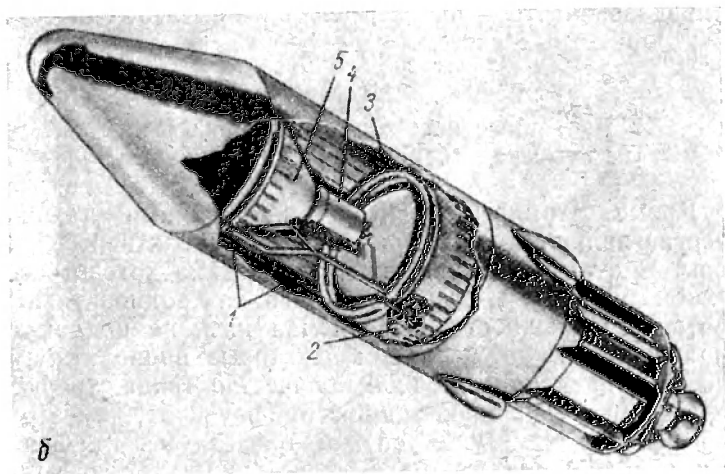
Рис. 53. Атомная космическая ртутнопаровая

а — схема: 1 — статор генератора; 2 — трубы конденсатора; 3 — вспомогательная мощность; 6 — выход мощности; 7 — 0,5 ата, 318° С, 70 л/мин; 8 — турбина NaK; 12 — компенсатор объема; 13 — 12,3 ата, 221° С; 14 — испаритель; реактор; 19 — камера контроля; 20 — отражатель; 21 — 621° С, 8 ата; 22 — шипник; 27 — ртутный насос; 28 — 215° С; б — общий вид; 1 — радиационный; 4 — реактор;



В результате расчетов были выбраны следующие параметры цикла Рэнкина: температура на входе в турбину  $+621^{\circ}\text{C}$ ; температура конденсации в радиационном холодильнике  $+316^{\circ}\text{C}$ ; давление конденсации  $0,4 \text{ атм}$ . На рис. 53 показаны схема и общий вид установки.

Атомный реактор системы гомогенного типа, уран-235 в активной зоне разбавлен гидридом циркония. Реактор охлаждается не ртутью, сильно поглощающей тепловые нейтроны, а сплавом NaK, который входит в реактор с температурой  $538^{\circ}\text{C}$  и выходит из него при температуре  $650^{\circ}\text{C}$ . Тепловая мощность реактора  $50 \text{ кВт}$ , диаметр без отражателя нейтронов  $23 \text{ см}$ . Все вращающиеся части системы объединены в одном агрегате. Циркуляция сплава NaK осуществляется с помощью электромагнитного насоса с вращающимся постоянным магнитом. Осевая двухступенчатая ртутная турбина развивает до  $40\,000 \text{ об/мин}$ ; на одном валу с турбиной расположены электрический генератор, ртутный и NaK-насос. Подшипники вала ртутные, т. е. смазкой в них служит жидкая ртуть.



установка SNAP-2 мощностью  $3 \text{ кВт}$ :

1 — линейный нагреватель; 2 — турбогенератор; 3 — испаритель; 4 — радиатор-холодильник; 5 — контроль утечек; 6 — защита; 7 — подшипник; 8 — объединенный вращающийся агрегат; 9 — насос; 10 — линейный нагреватель; 11 — активная зона реактора; 12 —  $649^{\circ}\text{C}$ ; 13 —  $538^{\circ}\text{C}$ ; 14 — орбитальный насос; 15 —  $122 \text{ л/мин}$ ; 16 —  $38 \text{ л/мин}$ ; 17 — конденсатор-холодильник.

Когда электростанция SNAP-2 будет создана, она может найти применение для энергоснабжения автоматических межпланетных станций. Ее мощность позволит передавать весь необходимый объем информации на очень большие расстояния, однако большая удельная масса — около 100 кг/квт — исключает ее эффективное использование для электроснабжения двигателей малой тяги.

Установка SNAP-2 разрабатывается в США с 1955 г., причем в 1959 г. был успешно испытаны как реактор, так и объединенный вращающийся агрегат.

Тот факт, что разработка этой простейшей космической атомной электростанции еще не завершена, является убедительным свидетельством больших технических трудностей, связанных с созданием космических электростанций.

В настоящее время в США на основе опыта создания системы SNAP-2 разрабатывается аналогичная по конструкции атомная космическая электростанция SNAP-8 электрической мощностью 30 квт. Эта станция будет обладать значительно меньшей удельной массой и предназначается для энергоснабжения испытываемых электроракетных систем.

### **Изотопные источники электроэнергии с непосредственным преобразованием**

Кроме атомного реактора, источниками атомной энергии являются также различные радиоактивные изотопы. В отличие от реактора, мощностью которого мы можем управлять, скорость распада радиоактивных изотопов и мощность, выделяемая ими, не поддаются управлению. В то же время некоторые радиоактивные изотопы, давая достаточное количество тепла, требуют гораздо менее мощную защиту от излучения, чем атомный реактор, и могут с успехом применяться для целей электроснабжения автоматических межпланетных станций, особенно тех, которые будут садиться на поверхность планет.

В табл. 5 приведены свойства радиоактивных изотопов, наиболее подходящих для использования в космосе.

Таблица 5

Радиоактивные изотопы, пригодные в качестве  
источников энергии в космосе

Изотоп	Период полураспада	Удельная масса изотопа, кг/квт	Тип основного излучения	Примечание
Ce <sup>144</sup>	290 дней	0,036	$\beta$	Очень жесткое $\gamma$ -излучение
Cs <sup>137</sup>	26,6 года	3,68	$\beta$	Жесткое $\gamma$ -излучение
Sm <sup>244</sup>	18,4 года	0,366	$\alpha$	
Po <sup>210</sup>	138 дней	0,0071	$\alpha$	Мягкое $\gamma$ -излучение
Pu <sup>238</sup>	86,8 года	1,72	$\alpha$	То же

Применение обычных циклов преобразования в случае изотопных источников хотя и возможно, но требует выделения изотопом тепловой мощности не менее 10 квт, так как построить турбину мощностью менее 1 квт очень трудно; изотопные источники такой мощности очень дороги.

Для меньших мощностей, порядка десятков и сотен ватт, более надежными и простыми являются непосредственные термоконтактные преобразователи — полупроводниковые термопары.

На рис. 54 показаны внешний вид и разрез установки SNAP-1A — одной из установок, разрабатываемых в США для электроснабжения спутников и космических ракет.

Тепловыделение в установке осуществляется в результате распада церия-144. К контейнеру, содержащему радиоактивный церий, прижаты горячие спаи 277 термопар. Габарит установки 86 × 60 × 60 см. Вес 80 кг, электрическая мощность 125 вт при напряжении 28 в. По отношению веса к мощности эта установка находится на том же уровне, что и солнечные элементы, но может найти применение при исследовании теневой стороны Луны, поверхности планет, а также далеких планет. Система терморегулирования обеспечивает сохранение установкой SNAP-1A постоянной мощности 125 вт в течение года, после чего мощность установки начнет убывать с периодом полураспада церия-144 (290 дней).

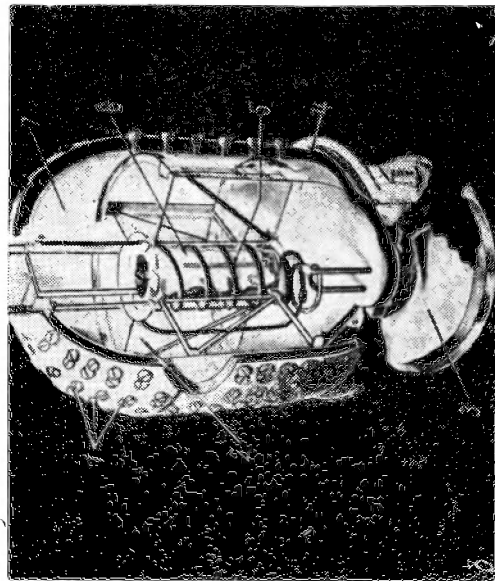
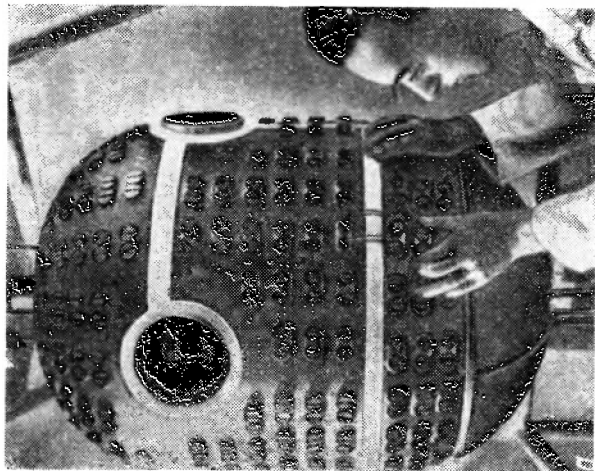


Рис. 54. Внешний вид (а) и разрез (б) изотопной установки непосредственного преобразования SNAP-1A:  
 1 — термоды; 2 — тепловой рефлектор; 3 — тепловой затвор; 4 — изоляция; 5 — охлаждающая спираль, используемая в момент загрузки; 6 — брикеты церия-144; 7 — пространство для заливки жидкой ртути в качестве материала защиты.

Комиссия по атомной энергии США строит в настоящее время изотопные установки мощностью от 1 *мквт* до 500 *вт*. Установки SNAP-3 мощностью 2,7 *вт* монтируются на спутниках «Транзит»-4А и 4В. Проведены наземные испытания установки SNAP-9А мощностью 25 *вт*.

Изотопные источники не могут конкурировать с атомным реактором в области больших мощностей, когда требуется принудительный теплосъем. В самом деле, ведь атомный реактор мы можем остановить, после чего циркуляцию рабочего тела в контуре можно будет через некоторое время прекратить, а мощность изотопного источника постоянна, поэтому мощный изотопный источник будет требовать непрерывного ежесекундного охлаждения даже в процессе его создания.

Решение проблемы непрерывного охлаждения изотопного источника хотя и возможно, но создать атомный реактор гораздо проще — он будет надежнее и обойдется гораздо дешевле. Поэтому атомный реактор и изотопные источники не конкуренты. Наоборот, они дополняют друг друга: атомный реактор — это большая энергетика космоса, изотопы — малая энергетика космоса.

В гл. 2 и 3 мы достаточно подробно рассмотрели проблему создания космического корабля с двигателями малой тяги. Подведем теперь некоторые итоги этого рассмотрения.

Общая задача постройки такого космического корабля складывается из двух главных частей: создания двигателя — устройства, преобразующего энергию энергостанции в кинетическую энергию отбрасываемой массы, и создания космической энергостанции.

Создание двигателя является более простой задачей. По всей видимости, двигатель будет либо ионным, либо плазменным, хотя возможны и иные типы ускорителей рабочего тела.

К. п. д. преобразования двигателя уже теперь достигает 70%, и основной проблемой является долговечность конструкции.

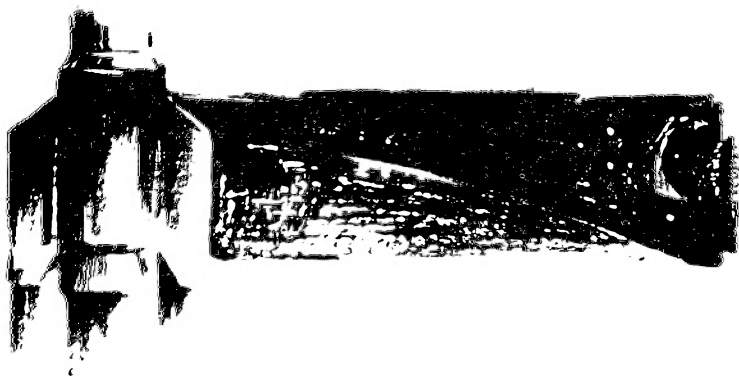
Наиболее сложной задачей является создание мощной космической электростанции. Для полетов к планетам солнечной системы энерговооруженность космического корабля должна быть порядка 1000—4000 *тыс. квт* на каждые 100 *т* его массы. Удельная масса станции

должна быть не более 10—20 кг на 1 квт электрической мощности.

Наиболее вероятным типом такой электростанции представляется атомная электростанция, работающая по циклу Рэнкина на ртутном, натриевом или другом паре, или по циклу Брайтона на гелии, неоне или аргоне. Не исключено также использование циклов непосредственного преобразования, хотя пока преимущества этих циклов никем не продемонстрированы. Преимущества цикла Рэнкина: более высокий к. п. д. при умеренных температурах, меньшая площадь радиационного холодильника. Недостатки этого цикла: необходимость решения проблемы вращения всего агрегата и проблемы коррозии.

Создание ракеты, вооруженной двигателями малой тяги, позволит во много раз сократить массу стартующих с Земли ракет. Решение этой задачи совершенно необходимо для подлинного завоевания околосолнечного пространства.





*Посев научный взойдет для жатвы народной.*

Д. И. Менделеев

#### 4. Освоение космоса и прогресс человечества

**М**ы находимся сейчас у порога широкого наступления науки на тайны космического пространства. Это наступление происходит в полном соответствии с законами диалектики: вначале успехи техники подготовили самую возможность проникновения науки в космос, затем, буквально на плечах новейшей техники, наука вырвалась в космическое пространство — этот процесс еще только-только начинается.

В самом недалеком будущем мы станем свидетелями обратного процесса воздействия успехов космической науки на земные дела. Насколько сильно будет это влияние? Может быть, действительно, как это рисуют юмористы, почти все человечество переселится в космос, а космодромы будут в каждом дворе... Или, наоборот, будущее человечество не найдет возможным уделять космосу столько внимания, сочтя его изучение интересной, но бесполезной ветвью науки...

Находясь в самом начале пути, трудно представить все победы и неудачи, успехи и разочарования, ожидающие человечество на путях покорения космоса. Но мы не можем стать и в позу агностиков, девиз которых: «Все может случиться, ничего наперед не знаю». Мы не так уж мало знаем о солнечной системе, чтобы искать, скажем, розы на астероидах или 102-й элемент на Юпитере.

Чего же мы с уверенностью ждем от освоения космического пространства, а на что можем лишь надеяться?

Все больше и больше выясняется роль, которую играет Солнце в формировании климата Земли. Эта фраза может показаться слишком тривиальной, но почему, спрашивается, один год по погоде не похож на другой? Почему в 1962 г. лето было холодное и дождливое, а зима 1962—1963 гг. — такая суровая?

До недавнего времени геофизики и метеорологи объясняли все это «сложным взаимодействием воздушных масс». Нередко в наших газетах появляются сообщения такого типа: «Холодная погода, установившаяся над Европейской территорией Союза, объясняется продолжающимся поступлением воздушных масс из районов Баренцова и Карского морей». Ну, а почему эти массы в прошлом году не поступали, а в этом вдруг стали поступать? Бесспорно, что климат Земли формируется в очень сложных условиях, но все же он был бы намного проще и из года в год стабильнее, если бы Солнце светило, грубо говоря, как раскаленная болванка. На самом деле это не так. Геофизики и астрофизики не только установили изменения в солнечной активности, но сейчас уже могут довольно успешно предсказывать погоду, даже количество осадков, например в Целинном крае, Грузии и других районах.

Точное предсказание погоды хотя бы на полгода вперед в условиях нашей страны дало бы огромный хозяйственный эффект.

Чтобы успешно решить эту задачу; совершенно необходимо детально изучить сложнейшую термоядерную лабораторию Солнца, а этого нельзя сделать с поверхности Земли, необходимо исследования Солнца проводить из космоса. Важность изучения Солнца не ограничивается лишь предсказанием погоды и радиообстанов-



ки. На рис. 55 показаны вполне достоверные данные о средней температуре и, следовательно, климате Земли

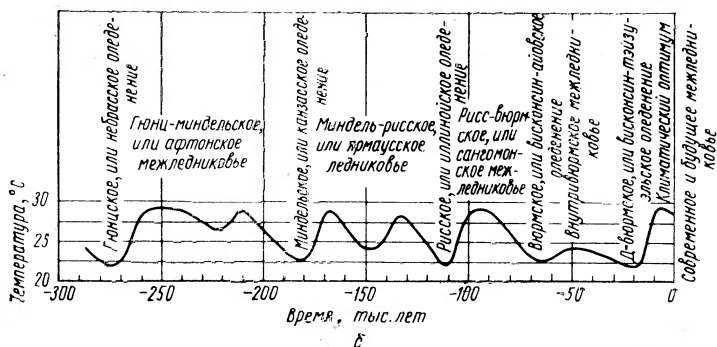
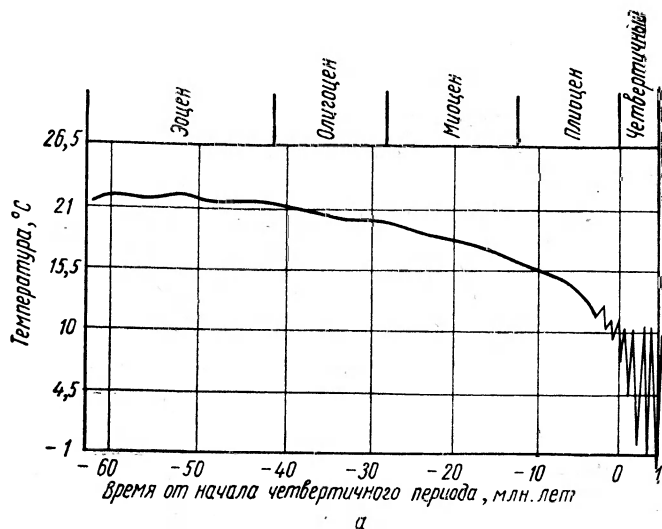


Рис. 55. Температура земной поверхности в отдаленные геологические эпохи:

а — вступление Земли в фазу четвертичной ледниковой эпохи; б — внутренняя структура четвертичного оледенения.

за последние 60 млн. и 300 тыс. лет [21]. Эти температурные графики получены по методу Юри, обнаружившего, что отношения содержания изотопов кислорода  $O^{16}$  и  $O^{18}$  в известковом скелете мягких морских орга-

низмов зависит от температуры морской воды, в которой жил обладатель скорлупки.

Таким образом, изучая отношение  $O^{18}/O^{16}$  в различных слоях морских отложений, можно воссоздать температуру моря в течение прошедших эпох. Полученные данные говорят о том, что на Земле уже было по крайней мере три эпохи оледенения: эокембрийская (500 млн. лет назад), пермо-карбонская (250 млн. лет назад) и четвертичная — современная. Каждая ледниковая эпоха включала в себя несколько ледниковых периодов. Так, пермо-карбонская ледниковая эпоха состояла не менее чем из пяти ледниковых периодов. Мы сейчас живем во время четвертичной ледниковой эпохи в период пятого межледниковья, как это отчетливо видно на рис. 55, б. Климатический оптимум миновал по расчетам некоторых зарубежных ученых около 4000—5000 лет назад, и сейчас климат медленно, но неуклонно ухудшается.

Какова причина этих огромных по земным масштабам колебаний климата? Авторы работы, о которой говорилось выше, считают бесспорным, что основной причиной является изменение интенсивности солнечного излучения.

Если это так, то ничто не гарантирует будущие поколения от попыток Солнца устроить на Земле через 30—40 тыс. лет новый ледниковый период. Человечество отнюдь не бессильно перед этой перспективой. Однако, если ухудшение климата действительно будет наблюдаться, это потребует грандиозных мер борьбы против надвигающегося оледенения, точного решения вопросов о том, какие районы должны быть сданы без боя, где и какие провести оборонительные линии.

Между прочим, в самые теплые эпохи на Земле вообще не было вечного льда, и соответственно уровень моря был на 38 м выше современного (в ледниковые периоды уровень моря опускался до 200 м по отношению к современному). Так что и в случае потепления климата некоторые низменные районы Земли могут оказаться в угрожаемом положении. Из всего сказанного следует один бесспорный вывод: хотя мы и не можем надеяться когда-либо непосредственно управлять солнечной активностью, но изучать ее должны самым фундаментальным образом.

Несомненно, что изучение Солнца потребует создания широкой сети солнечных космических обсерваторий, но польза от такого изучения нашего светила будет во много раз больше необходимых затрат.

### Служба погоды

Сейчас на Земле погода фиксируется по данным метеостанций, расположенных в основном в густонаселенных районах. Океаны, пустыни, полярные области имеют очень редкую сеть таких станций, а ведь роль того или иного района земного шара в формировании климата вовсе не определяется плотностью его населения.

Поэтому сейчас, если даже всю технику прогнозирования погоды перевести на электронные машины, это не даст должного эффекта, так как машина будет требовать данные о погоде во всех точках Земли, а такими данными мы не располагаем. С высоколетящего спутника Земли видна одновременно значительная часть земной поверхности (до 50%). Поэтому такой спутник мог бы быть идеальной универсальной метеостанцией, если только возможно снабдить его приборами, определяющими хотя бы важнейшие метеорологические характеристики погоды.

Советские ученые с помощью метода радиолокации и американские по данным космической станции «Маринер-2» определили температуру поверхности Венеры ( $300 \div 350^\circ \text{C}$ ), хотя поверхность этой планеты все время покрыта плотными облаками. Геофизический спутник Земли точно так же, независимо от облачного покрова, может фиксировать температуру поверхности в различных точках земного шара. Еще проще фиксировать из космоса облачность и снеговой покров, а над водной поверхностью, возможно, также скорость и направление ветра (по изменению коэффициента отражения спокойной и покрытой волнами поверхности воды). Быть может, будут найдены простые методы измерения барометрического давления, влажности и т. п.

Можно не сомневаться в том, что когда над Землей будет проноситься армия геофизических спутников, их данные в сочетании с более полными данными земных метеостанций позволят сделать качественный скачок в предсказании погоды. Геофизические спутники

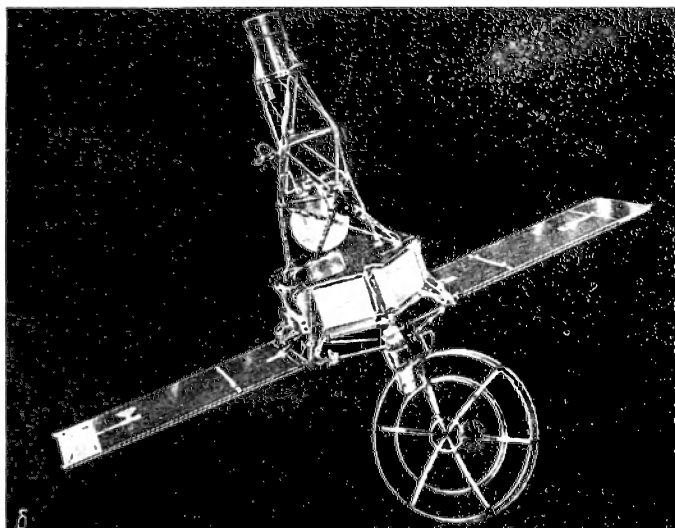
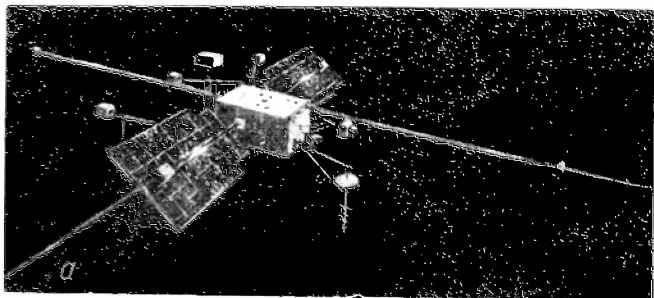


Рис. 56. Космические аппараты, исследующие планеты солнечной системы:

*а* — орбитальная геофизическая обсерватория ОГО; *б* — «Маринер», прошедший 14 декабря 1962 г. вблизи Венеры.

будут передавать точную информацию о зарождающихся грозных фронтах, облаков, угрожающих градом, тайфунов над морем.

На рис. 56 показаны один из первых американских геофизических спутников Земли и автоматическая станция для исследования планет.

### Служба связи

Американские ученые уже запустили несколько спутников «Телестар», предназначенных для целей ретрансляции телевизионных программ из США в Европу и обратно. Этот опыт убедительно продемонстрировал преимущество спутника-ретранслятора над современной радиорелейной системой ретрансляции УВЧ-программ. Качество ретрансляции при использовании спутника получается гораздо выше. Правда, «Телестар», летящий невысоко над Землей, может осуществлять ретрансляцию лишь в течение десятков минут, но уже современная техника вполне позволяет вывести такой спутник на суточную орбиту. Три таких спутника, повиснув на высоте 38 тыс. км над Землей, вполне могут обеспечить многоканальную всемирную систему телевидения, радиовещания, связи, спасательной службы связи. Все это дает основание считать, что дни перенаселивших эфир, мешающих друг другу длинноволновых и средневолновых сверхмощных радиостанций сочтены.

На смену им придет свободная от атмосферных и ионосферных помех (с гораздо большим частотным диапазоном), не боящаяся расстояний система связи Земля — спутник-ретранслятор — Земля. Мощность передатчиков спутника-ретранслятора составит не более нескольких сот ватт, однако его сигналы будут уверенно приниматься всеми студиями телевидения и вторично ретранслироваться абонентам.

### Изучение солнечной системы

Планеты солнечной системы и Луна не оказывают сколько-нибудь значительного влияния на земные дела. Как может отразиться их изучение на практике человечества?

В результате исследования поверхности планет солнечной системы наука сможет, наверное, однозначно

ответить на вопрос о ее происхождении. Для этого потребуется, конечно, глубокое изучение соотношения на различных планетах дейтерия и водорода, урана-235 и урана-238, состояния поверхности больших метеоритов и астероидов, внутренней структуры комет, природы колец Сатурна, спутников Марса. Чрезвычайно важным может оказаться исследование структуры Юпитера и Сатурна, но здесь могут встретиться значительные трудности. Давление атмосфер этих гигантов в миллионы раз больше, чем на Земле, и, по всей видимости, нельзя создать аппаратуру, которая могла бы достичь их поверхности и тем более сообщить необходимые данные\*. Самое существование поверхности больших планет — вопрос условный, так как при давлении в миллионы атмосфер плотность водорода — основного компонента их газовых оболочек — может оказаться больше, чем у воды, и к тому же водород будет обладать структурой и проводимостью типичного металла.

Если на Марсе будет обнаружена жизнь, то ее изучение может привести к крупнейшим успехам земной биологии. Но и в том случае, если жизни на Марсе нет, изучение этой планеты даст очень много. Во-первых, сам факт отсутствия жизни укажет на определенную границу ее приспособляемости к различным условиям. Во-вторых, в этом случае мы сможем найти на Марсе то, чего абсолютно нет на Земле: первичные органические вещества, зародыши жизни, так и не развившиеся из-за неблагоприятных условий.

Изучая безжизненную поверхность планеты, мы сможем гораздо точнее представить себе прошлое Земли, быть может, происхождение нефти и других полезных ископаемых, происхождение земной атмосферы. Очень возможно, что на поверхности Луны, Марса или астероидов лучше сохранились следы изменений в активности Солнца, и мы сможем точнее предсказывать его поведение в будущем.

Трудно даже вообразить, какое богатство химических соединений должно встретить нас на поверхности Венеры. При температуре  $300^{\circ}\text{C}$ , при наличии воды, углекислого газа, формальдегида и, наверное, соединений

---

\* Следует заметить, что то же самое относится и к глубинам Земли, но геофизики достаточно успешно изучают недра нашей планеты.

азота и других элементов должны происходить фантастически запутанные клубки химических реакций. Однако не будем предвосхищать событий, об этой планете мы знаем очень и очень мало.

### Лаборатории в космосе

Мы привыкли к нашим земным условиям. Мы храним натрий под слоем керосина, конструируем сложные устройства для создания «высокого» вакуума, который по сравнению с вакуумом космического пространства скорее может быть назван высоким давлением. У большинства металлов мы никогда не видели их настоящей поверхности, не покрытой окисной пленкой, а строя астрономические телескопы, для защиты их от дождя строим также гораздо более «астрономические» купола над ними. К тому же телескопы наши находятся на дне воздушного океана, и мы, образно говоря, смотрим на звезды как раки на огни парохода. Достаточно сказать, что если бы современные мощные телескопы удалось поднять в космос, их разрешающая сила по отношению к планетам солнечной системы возросла бы в 10—20 раз, т. е. вместо одной точки, которую мы сейчас видим на Марсе в лучший телескоп, мы увидели бы сто или даже четыреста точек. Уже при диаметре зеркала телескопа 2,5—5 м инженерам приходится принимать все меры, чтобы оно не гнулось под собственной тяжестью. А в космосе можно построить телескоп с диаметром зеркала в десятки метров, который позволит нам наблюдать Плутон лучше, чем мы сейчас наблюдаем Марс, а Марс лучше, чем Луну. С помощью сверхмощных космических телескопов и радиотелескопов вполне возможно обнаружение планетных систем, окружающих ближайšie к нам звезды, и установление связи с другими разумными существами. Но об этом речь будет в следующей главе. Конечно, нелепо думать, что все или даже большая часть научных исследований будет перенесена в космос. Но целый ряд работ, прежде всего в области астрономии, получения сверхчистых веществ, изучения свойств плазмы, экспериментов, требующих полного отсутствия сейсмических и электрических помех, отсутствия силы тяжести, будет производиться в космическом пространстве.

## Освоение космического пространства и производственные процессы

Даже в самом отдаленном будущем человечество основное свое внимание и силы будет направлять на производство различных материальных ценностей. Проникновение человечества в космос может принять очень широкий размах, но лишь в том случае, если космос окажется подходящим для проведения некоторых производственных процессов, добычи полезных ископаемых или производства более дешевой электроэнергии. Уже сейчас можно указать ряд таких процессов: получение сверхчистых веществ, кристаллов полупроводников, мягкого чистого вольфрама и т. п.

Ведь в космосе в условиях невесомости и глубокого вакуума было бы, по-видимому, очень легко проводить в больших масштабах очистку и кристаллизацию веществ методами зонной и бестигельной плавки. Запуск космического корабля весом 4—5 т с целью получения, скажем, монокристалла кремния или германия весом несколько сот килограммов окупился бы многократно.

Можем ли мы предполагать, что в космос переместятся некоторые основные производственные процессы? Здесь прежде всего можно иметь в виду доставку с планет солнечной системы различных полезных «ископаемых». Конечно, если бы на астероидах или Луне мы нашли огромные скопления алмазов или хотя бы бериллия или платины, их добыча и доставка на Землю уже в скором времени стала бы рентабельной. В падающих на Землю метеоритах нет и намека на подобные скопления ценнейших элементов, однако на Землю падают лишь крохи небесных богатств, и преждевременный пессимизм в этом вопросе вряд ли оправдан. Доставка на Землю железных метеоритов и целых астероидов — дело вполне возможное, но вряд ли оно будет рентабельным. Еще до второй мировой войны в США была основана компания по добыче железа из тела упавшего на территории США Аризонского метеорита массой около миллиона тонн, однако добыть никелистое железо с глубины в несколько сот метров оказалось настолько трудно, что компания отказалась от своей затеи.



## Заселение околосолнечного космического пространства

Будет ли человечество заселять околосолнечное пространство, создавая искусственные планетки или приспособлявая для этого Луну, Марс, астероиды? При ответе на этот вопрос необходимо иметь в виду, что люди не мотыльки и живут обычно там, где могут полезно трудиться и создавать материальные ценности. Поэтому представление о космических колониях, просто поддерживающих свое существование, слишком примитивно. Люди полетят жить в космос, если только создадут там ряд производств. Не будем пытаться решать этот вопрос за наших потомков.

Освоение и использование космического пространства окажет человечеству огромную помощь в его борьбе с силами природы как земными, так и внеземными. Но не нужно думать, что космос придет на смену электричеству или что мы будем в дни отдыха отправляться в межконтинентальных ракетах на сочинский пляж. Освоение космоса есть и останется трудным, опасным, героическим делом.





*...У нас есть уверенность, что материя во всех своих превращениях остается вечно одной и той же, что ни один из ее атрибутов никогда не может быть утрачен и что поэтому с той же самой железной необходимостью, с какой она когда-нибудь истребит на Земле свой высший цвет — мыслящий дух, она должна будет его снова породить где-нибудь в другом месте и в другое время.*

Ф. Энгельс

## 5. Межзвездные перелеты и проблема сверхдальней связи

**О**дной из причин, манящей нас к звездам, является стихийная, бездоказательная уверенность, что чьи-то глаза смотрят оттуда на нас. Может ли человечество нашей планеты быть во Вселенной одиноким? Конечно, нет, и хотя у нас нет еще абсолютно никаких доказательств наличия на других мирах хотя бы простейших форм жизни, мы твердо уверены, что установим связь с разумными существами иных миров. Эта уверенность основана просто на отрицании нашей исключительности, на отрицании не раз битого геоцентризма. Но уверенность не превратится в достоверность, пока не будет доказана.

Существует по крайней мере три возможности установления связи с обитателями других миров: 1) радиосвязь; 2) они прилетят к нам; 3) мы прилетим к ним. Под словом «прилетим» мы подразумеваем не обязательно полет разумных существ, но и полет любой автоматической станции.

Рассмотрим относительную вероятность осуществления одного из этих вариантов. В наших рассуждениях мы должны исходить из того факта, что среди некоторого «семейства» обитаемых миров, способных и желающих установить между собою связь, наше человечество сейчас, пожалуй, самое молодое и неопытное. Почему? Потому что мы стали обладателями первой возможности — радиосвязи — всего полвека назад, а это миг в развитии звездных миров. Нелепо думать, что какое-то иное человечество отстает от нас или опережает нас на 50—100 лет. Вероятность этого ничтожно мала, и реальный разрыв в относительной зрелости, относительном возрасте цивилизаций различных миров должен исчисляться астрономическими масштабами вплоть до миллиардов лет. Рассуждая с точки зрения теории вероятности, можно без труда показать, что средний разрыв между установившимися связями мирами будет около половины полной длительности существования каждого из них. Сколько просуществует на Земле человечество? Мы этого не знаем, но у нас нет особых причин считать, что это время будет меньше нескольких сот миллионов лет. Тогда за величину среднего разрыва между нами и теми, к кому мы стремимся, следует грубо принять время порядка ста миллионов лет. Наш же возраст, считая с момента овладения первоначальными способами связи, — около пятидесяти лет.

Если бы с момента зарождения цивилизации прошли десятки миллионов лет, мы, умудренные опытом, могли бы рассчитывать встретить как более мудрых, так и менее опытных братьев по духу. А сейчас? Сейчас мы можем рассчитывать познакомиться либо с бронтозаврами, если планета моложе Земли, либо с разумными существами, гораздо более опытными, чем мы.

Первый вывод, который мы можем сделать из такого вероятностного рассмотрения вопроса, заключается в том, что межзвездные перелеты дело не очень простое.

Если бы это было не так, тогда вокруг нашей планеты непременно обращались бы станции, посланные ИМИ, и собирали бы интересные данные об ускоряющемся прогрессе земной цивилизации. Можно спорить, посещали ли Землю когда-либо разумные существа, но, по всей видимости, нет, так как они не стали бы, ко-

нечно, городить Баальбекскую террасу или высекать на камне «Венерианский календарь». По всей видимости, эти предполагаемые астронавты должны были, покидая Землю, оставить на одной из устойчивых орбит искусственный спутник, содержащий несколько более ценные сведения, чем многократно искаженные предания древних народов. Проложив нелегкий путь, они просто не могли не предпринять всего возможного для привлечения внимания будущей земной цивилизации к следам своего пребывания на Земле, и, конечно, они делали бы это не как троглодиты, а как существа, стоящие неизмеримо выше нашего теперешнего уровня. Все это, безусловно, не исключает возможности того, что Землю посещали разумные существа, но, во всяком случае, не недавно и не часто.

### Сверхдальняя радиосвязь

Мы начнем этот раздел выдержкой из книги Р. Г. Перельмана «Двигатели галактических кораблей» [22].

«Для того, чтобы стала вероятной встреча с обитателями планеты иной звездной системы, человечеству нужно располагать возможностью посетить... десятки тысяч звездных миров». Даже если разумные существа обитают хотя бы вблизи одной из тысячи звезд, и то предложение летать к ним по очереди в поисках обитаемой планеты совершенно неправильно, как неправильно было бы в поисках ископаемых бурить землю наудачу.

Мы сейчас еще не в состоянии даже представить себе способ, с помощью которого космический корабль сможет достичь скорости, хоть сколько-нибудь близкой к скорости света, а радиоволны и световые сигналы уже сейчас можем посылать на расстояние в несколько световых лет.

Откуда нам это известно, ведь прямых опытов по передаче радиосигналов на такие расстояния провести нельзя?

Советские ученые осуществили радиолокацию Меркурия. Предположим, что мы с помощью такой же аппаратуры будем налаживать сверхдальнюю космическую радиосвязь. Расстояние от Земли до Меркурия око-

ло 100 млн. км, диаметр Меркурия 4,84 тыс. км, и если радиоволны были им рассеяны изотропно, то величина отраженного сигнала в районе Земли была слабее, чем сигнал в районе Меркурия в  $(R/r)^2 = 4,3 \cdot 10^8$  раз.

Отсюда следует, что если удалить точку наблюдения сигналов в  $\sqrt{4,3 \cdot 10^8} = 2,06 \cdot 10^4$  раз дальше от Земли, чем Меркурий, то в этой точке сигнал будет как раз таким же, каким он был на Земле, отразившись от Меркурия. Значит, эта, уже имеющаяся у нас аппаратура позволяет осуществлять связь на расстоянии до  $2 \cdot 10^{12}$  км  $\approx 0,2$  светового года. Конечно, это еще гораздо меньше, чем расстояние до ближайших звезд ( $\sim 4$  световых года), но в тысячи раз превышает наши нынешние возможности непосредственного достижения столь удаленных областей. Мы уже при жизни нынешнего поколения можем установить мощные приемные и передающие станции, обеспечивающие связь в пределах десятков или сотен световых лет.

Нет никакого сомнения в том, что человечество не кинется безрассудно на поиски себе подобных в безднах космоса, а применит для этой цели прежде всего средства радиосвязи. Но мы при этом исключаем из «сферы контактов» те обитаемые миры, которые не открыли радиосвязи. Да, исключаем, но вероятность того, что эти миры населены разумными существами, а не бронтозаврами, ничтожно мала. Ведь человеку с того момента, как он принял «человеческий» облик, и до открытия радиосвязи понадобилось всего около ста тысяч лет — миг в развитии Вселенной. Конечно, открытие и исследование очень большого количества планет, не населенных разумными существами, с помощью радиосвязи невозможно, и здесь без межзвездных перелетов не обойтись, но все же радиоволны, по-видимому, будут теми «ласточками», которые первыми принесут нам весть о том, что мы не одни во Вселенной.

Имеются ли на пути осуществления сверхдальней радиосвязи какие-либо принципиальные трудности или дело ограничивается лишь тривиальной зависимостью интенсивности сигнала от квадрата расстояния? Таких принципиальных трудностей можно указать по крайней мере две. Первая — это облака межзвездного ионизованного газа, которые будут поглощать радиоволны, как это делает ионосфера Земли. Можно думать,

что поглощение радиоволн в межзвездном газе действительно происходит, однако тот факт, что радиоизлучение доходит к нам даже от отдаленных галактик (радиогалактика в созвездии Лебедя и т. п.), доказывает, что это поглощение не является сплошным или слишком сильным. Вторая принципиальная трудность — дисперсия и «расплывание волнового пакета» — гораздо серьезнее, и о ней мы сейчас ничего не знаем.

Приходилось ли вам слышать звуки оркестра или радио на большом расстоянии, чаще всего вечером над гладью реки или озера? Если приходилось, то вы знаете, что хотя звуки слышатся хорошо, понять ничего нельзя. Этот эффект объясняется тем, что скорость звука различных частот немного неодинакова — для высоких она несколько больше, чем для низких. На большом расстоянии высокие частоты заметно обгоняют низкие, форма звуковой волны резко искажается, и если расстояние увеличить еще больше, вместо упорядоченной мелодии или речи мы услышали шум, который, правда, при фазовом анализе будет выглядеть так же, как и мелодия, но от этого не станет ни мелодичнее, ни понятнее.

Этот эффект искажения формы сигнала вследствие разницы в скоростях распространения волн разной длины носит название дисперсионных искажений. Дисперсионные искажения возможны также и в случае использования для передачи луча света. Например, если мы будем с помощью светового луча передавать цветное телевизионное изображение сквозь толщу воды на расстояние 10 км, то синие лучи будут отставать от красных приблизительно на  $10^{-6}$  сек. На экране современного телевизора такое отставание равносильно сдвигу примерно на один сантиметр, т. е. цветное изображение будет безнадежно испорчено дисперсией.

В вакууме дисперсии света или радиоволн не наблюдается. Более того, теория относительности требует безусловного равенства скоростей для электромагнитного излучения всех длин волн.

Будем надеяться, что это так и есть, но ведь и эффекты теории относительности всего полвека назад «не наблюдались». Во всяком случае эффект дисперсии, если даже она и существует, не может быть значительным.

Искажение сигнала может происходить также из-за «расплывания волнового пакета». Всякий радиосигнал, содержащий хотя бы одну единицу информации, обязательно связан с изменением либо частоты во времени, либо амплитуды посылаемых радиоволн. В случае изменения частоты (частотная модуляция) максимальную скорость передачи будет определять дисперсия радиоволн (если она не равна нулю), а в случае изменения амплитуды (амплитудная модуляция) возможно появление сходного по природе эффекта расплывания сгустка, пакета радиоволн, соответствующих максимуму радиосигнала. В результате этого эффекта близкорасположенные максимумы могут слиться, и форма сигнала будет искажена. Расплывание пакета радиоволн также не может быть очень значительным. Действительно, если мы наблюдаем в отдаленной галактике вспышку сверхновой звезды, причем ее яркость возрастает до максимальной величины примерно за сутки, а расстояние до сверхновой звезды десять миллионов световых лет, то при расстоянии в десять световых лет будет возможна передача по крайней мере со скоростью сутки  $\cdot 10^{-6} \approx 10$  сигналов в секунду. Очень возможно также, что и этот эффект в космосе просто равен нулю и не будет ограничивать возможную скорость радиопередачи.

Во всяком случае возможность осуществления радиосвязи на расстояниях в сотни световых лет не подлежит сомнению. Правда, осуществление радиосвязи на таких расстояниях мало устроит любителей релятивистского сокращения времени, когда вы имеете, по крайней мере в мыслях и на бумаге, возможность лично встретиться со своими отдаленными потомками; ведь на обмен сообщениями на расстоянии в сто световых лет уйдет двести лет, а на взаимную расшифровку языка, образа мыслей и представлений и на переход к деловому обмену информацией, вероятно, будут затрачены тысячи лет. Но не надо забывать, что мы самые младшие в семье разумных миров. Сигналы наших «старших братьев», наверное, уже не один миллион лет прощупывают галактику, и наш долг состоит в том, чтобы, во-первых, теоретически разобраться, как и на каких волнах должна вестись передача, во-вторых, организовать постоянную службу приема и автомати-

ческой расшифровки космических радиосигналов и, в-третьих, как только появится техническая возможность, самим начать передачи.

Сейчас, в процессе развертывания космических исследований, временно создается такое положение, когда посылаемые к планетам автоматические станции с некоторым трудом могут осуществлять радиосвязь с Землей, однако это происходит лишь в силу недостаточной энерговооруженности современных конструкций межпланетных станций. Как только будут созданы первые атомные силовые установки, радиосвязь со стартовыми с Земли станциями, как обитаемыми, так и автоматическими, перестанет быть серьезной проблемой. Читатель, интересующийся вопросами сверхдальней радиосвязи, может обратиться к работам советского ученого И. С. Шкловского [23].

### **Полет к звездам с помощью электроракетных систем**

Подобно тому, как ребенок не ждет, пока превратится в атлета, а встает на слабые ножки сразу же, как только может это сделать, человечество не станет ждать, пока будут открыты возможности использования аннигиляционных реакций и решена связанная с ними, но еще более проблематичная задача создания фотонного двигателя.

*Человечество пошлет своих вестников к звездам, как только сможет это сделать.* Конечно, это не будет обитаемый космический корабль, но ведь высокосовершенная автоматическая станция, вооруженная, скажем, десятиметровым телескопом и пролетающая через планетную систему отдаленной звезды, сможет сообщить нам совершенно неоценимые сведения. Правда, мы рискуем не дожить до получения первых сообщений с такой станции, но что было бы, если бы мы стремились обязательно лично отправиться в межзвездный полет и хотя бы на старости лет, но также лично принимать поздравления по возвращении на Землю? Нам кажется, что чрезвычайно распространенный, особенно в популярной и фантастической литературе, этакий ура-победоносный, лженаучный взгляд на межзвездные перелеты как на дело людей-одиночек и одного поколения



наукой будет отброшен. Даже формирование породы какого-нибудь фокстерьера требовало труда поколений. И не лучше ли вспомнить про старика, сажающего яблоньку? А преобразование климата Земли? Ведь оно может длиться тысячелетия. Наши отцы и деды шли на каторгу, штурмовали Зимний, строили Магнитку — и все это не для себя, а для будущих поколений. А нас хотят убедить в том, что лететь к звездам можно лишь в том случае, если надеешься по возвращении услышать победный марш в свою честь.

Это не наш взгляд на жизнь, это принцип «после нас — хоть потоп». На самом же деле, чем более грандиозные задачи будет ставить себе человечество, тем больше времени может потребоваться для их решения. Может случиться и так, что поколения людей будут лишь строить межзвездный корабль, а потом его уничтожит какой-нибудь метеорит. Но люди упорны, и они добьются своей цели — полет к звездам реален и он обязательно будет осуществлен!

Рассмотрим, какими возможностями мы сейчас располагаем для отправки к звездам автоматической станции. Предположим, что нам удалось создать межзвездную станцию по следующей схеме: 10% массы станции приходится на научную аппаратуру и незаменимое в процессе полета энергосиловое оборудование, а остальные 90% — на рабочее тело и заменяемые и отбрасываемые в процессе полета активные зоны атомных реакторов — источников тепловой энергии. Предположим, что активная зона каждого реактора наполовину состоит из урана-235 и в процессе работы зоны до полного износа половина урана превращается в продукты деления. Тогда на каждый килограмм массы активной зоны будет выделено  $1,85 \cdot 10^{13}$  Дж тепловой энергии или, принимая суммарный к.п.д. равным 50%, —  $0,9 \cdot 10^{13}$  Дж кинетической энергии отбрасываемого рабочего тела. Нам предстоит, как и в гл. 2, определить оптимальное соотношение между массой активных зон и рабочего тела, исходя уже не из минимального времени ускорения, а максимально достижимой конечной скорости.

Опуская совершенно аналогичное графическое рассмотрение вопроса, приведем лишь его результат: наиболее выгодным оказывается случай, когда суммарная масса активных зон равна массе рабочего тела. Наивы-

годнейшая скорость отбрасывания рабочего тела  $4,24 \cdot 10^6$  м/сек.

По израсходовании рабочего тела станция будет иметь скорость  $4,9 \cdot 10^6$  м/сек, что составляет 1,64% от скорости света. Двигаясь с такой скоростью, станция сможет достичь ближайшей звезды ( $\alpha$ -Центавра) за 256 лет. Если учесть, что станция будет разгоняться постепенно, например в течение ста лет, то время полета возрастет до трехсот лет: сто лет на разгон до скорости 4900 км/сек и двести лет полета по инерции. Какова должна быть мощность двигателей, чтобы обеспечить ускорение станции полной массой 100 т до конечной скорости в течение ста лет? Простой расчет показывает, что необходимая мощность (кинетическая) равна 129 тыс. квт! Если вспомнить, что на долю всего силового оборудования станции мы можем выделить лишь 5—6 т ее массы, то ясно, задачей какого масштаба является осуществление даже простейшего межзвездного перелета.

Хотя современная техника вряд ли может справиться с этой задачей, все же для пессимизма нет особых оснований. Во-первых, 300 или 3000 лет пролетит станция до ближайшей звезды — для человечества в принципе не так уж важно, а увеличение длительности перелета в 10 раз приведет к сокращению необходимой энерговооруженности космической станции в  $10^3 = 1000$  раз\*, т. е. вместо 129 тыс. квт потребуется энергостанция лишь в 129 квт. Такая мощность станции при массе 5—6 т даже для современной техники — уже вполне реальное дело.

Правда, от такой станции потребуются бесперебойная работа в течение 1000 лет (!). Однако считать это обстоятельство принципиальным затруднением нельзя.

Очень вероятно, что многие из современных двигателей, будучи поставлены в идеальные в смысле чистоты и постоянства условия, способны проработать без остановок не один десяток лет.

Ну, а как быть с теми, кто все же не без оснований хочет добраться до звезд в течение одной человеческой жизни?

---

\* Скорость отбрасывания уменьшается в 10 раз, это дает стократное уменьшение необходимой энергии, а время ее выработки увеличивается в 10 раз.

Конечно, бумага всё стерпит, и мы сейчас можем бодро дописать нужное количество нулей к мощности двигательной системы и получить желаемый результат. Однако самое правильное — не обращаться лишь к возможностям двигательной установки. Сколько времени будет жить человек через тысячу лет? Мы этого не знаем, но, вероятно, в 2—3 раза больше, чем сейчас. А сколько времени будет жить человек в кабине звездолета, в весьма специфических условиях? На этот вопрос мы тем более не имеем ответа: быть может, меньше, чем его современники на Земле, а быть может (и это вероятнее), гораздо дольше. Наконец, успехи биологии могут привести к разработке способов погружения организма в длительный сон с понижением температуры тела и соответственно резким удлинением жизни, но где граница в этой области, мы не знаем. Может быть, успехи биологии приведут к возможности замораживания тепловых животных, а затем и человека? Вот тогда можно будет пускаться в путь даже к туманности Андромеды. Короче говоря, мы не знаем, можно ли будет достичь других планетных систем за время человеческой жизни. Будем надеяться, что можно, хотя этот вопрос и не является принципиальным.

### О фотонном двигателе

Рассматривая задачу об оптимальном выборе скорости отбрасывания рабочего тела, мы видели, что чем выше энерговооруженность ракеты, тем больше и оптимальная скорость отбрасывания. Все же для энергостанций, основанных на реакциях деления или синтеза, *оптимальная скорость отбрасывания составляет не более 1—3% от скорости света*. Это означает, что хотя мы и можем установить на такой ракете фотонный двигатель, но это будет очень невыгодно: ведь с ростом скорости отбрасывания импульс растет линейно, а энергия — квадратично (теория относительности не исправляет положения).

Даже если мы создадим аннигиляционные энергостанции, и то нельзя ручаться за то, что оптимальная скорость отбрасывания будет равна скорости света. Оптимальная скорость отбрасывания совпадает со скоростью света лишь в одном, практически нереальном

Случае: если вся масса ракеты состоит из постепенно реагирующих друг с другом «вещества» и «антивещества». Если бы нам удалось приблизиться к такому соотношению, то преимущества фотонного двигателя, который в сущности является просто сверхмощным прожектором, могли бы решить вопрос в его пользу, однако нельзя требовать от природы возможности реализации какой-либо идеи лишь потому, что нам этого хочется. Между тем, о фотонном двигателе, фотонной ракете пишут так много и в таком бравурном тоне, что мы не можем обойти этого вопроса.

К сожалению, дезинформация читателей касается не только области фотонных двигателей. Возьмем, к примеру, книгу Г. Н. Нестеренко и др. [24]. Говоря о двигателях атомных самолетов, авторы утверждают: «В атомных силовых установках большие мощности получать принципиально легче, чем в обычных авиадвигателях». Однако многие американские ученые и инженеры около десяти лет интенсивно работали над созданием атомного самолета, но безуспешно. Вот она, «легкость» на бумаге!

В той же книге можно прочесть следующее: «Неисчерпаемые возможности откроются перед авиационными конструкторами, когда наука овладеет управляемыми термоядерными реакциями. Применение термоядерных двигателей в авиации поведет к дальнейшему совершенствованию самолетов, сделает их менее зависимыми от Земли, способными летать в верхних слоях атмосферы на колоссальных скоростях». Как известно, ученые пока не овладели тайной регулируемой термоядерной реакции. Как будут выглядеть термоядерные реакторы и можно ли будет использовать их в качестве двигателей для самолетов, мы не знаем.

Некоторые авторы популярных книг и статей пропагандируют совершенно неверный взгляд, состоящий в том, что если появилось что-то новое, то оно обязательно победит старое, если высказана какая-то «обещающая» идея, то она обязательно осуществится.

*В природе можно найти только то, что в ней есть.* Если возможность реализации того или иного предположения, каким бы смелым и фантастическим оно ни казалось, заложена в законах природы, в свойствах ма-

териального мира — это предложение будет реализовано, над ним стоит поработать. Если предложение, даже кажущееся вполне реальным, противоречит законам природы, то никакие наши усилия ни к чему, кроме бессмысленных затрат, не приведут.

Прогресс в технике также имеет одну характерную особенность, а именно: обязательно существует некоторое оптимальное решение технической задачи (если она разрешима), соответствующее тем материалам и энерговооруженности, которыми мы в данный момент располагаем. Если такое решение найдено, то отход от него, под каким бы флагом новизны он ни происходил, является все же именно отходом от оптимального решения.

Может быть, мы во всех областях техники бесконечно далеки от оптимальных (в принципе) конструктивных решений? Нет, этого сказать нельзя. Такие предметы обихода, как зеркало, стул, логарифмическая линейка, одежда, вряд ли нуждаются в коренной реконструкции. Оптимальные решения можно указать и в технике, например: токарный станок, электромотор, трос, железобетон. Конечно, все эти предметы и конструкции можно улучшать, совершенствовать, но выворачивать их наизнанку вряд ли стоит.

В недалеком будущем будут найдены и оптимальные конструктивные схемы атомных двигателей космических кораблей. Путь к ним проложит не только атомная наука, но и продвижение всего фронта науки и техники.

Вернувшись еще раз к вопросу о фотонном двигателе, приведем для иллюстрации его энергетических потребностей лишь одну цифру: для получения с помощью этого двигателя тяги в один ньютон (102 Г) требуется мощность светового луча, равная  $3 \cdot 10^5$  квт.

Для создания фотонного двигателя необходимо, в первых, научиться производить и хранить антивещество, что может оказаться неосуществимым. Если же это окажется возможным, то потребует, в силу законов сохранения, таких же энергетических затрат, как и энергосодержание образуемого антивещества. Нетрудно подсчитать, что если бы сейчас все энергетические мощности мира были брошены на производство антивещества, мы смогли бы произвести его около 60 кг в год (при к. п. д. = 100%). А ведь звездолету, рассчитанному

на полет с околосветовой скоростью, потребуется такого вещества сотни тонн! Энергетические потребности одного рейса звездолета с околосветовой скоростью таковы, что намного превышают запасы энергии всего химического топлива на Земле.

Если даже мы будем иметь антивещество, это еще не означает, что задача решена. Ведь сейчас мы располагаем делящимся веществом, энергосодержания которого более чем достаточно для осуществления межпланетных перелетов, но соответствующих двигателей пока не имеем.

В случае аннигиляционных двигателей разрыв между потенциальным энергосодержанием топлива и возможностями реализации этой энергии будет еще более значительным.

Учитывая сказанное выше, мы полностью присоединяемся к характеристике таких проектов, данной в фильме «Девять дней одного года». Как говорит один из героев фильма:

— Счастливого пути!

Итак, во-первых, межзвездные перелеты вовсе не требуют обязательно фотонных двигателей; во-вторых, у нас сейчас нет никаких оснований считать, что эффективный фотонный двигатель будет когда-либо построен. Читатель, интересующийся теоретической механикой полетов с релятивистскими скоростями, может обратиться к книгам Э. Зенгера [25] или Р. Г. Перельмана [22].

### **Научно-технические последствия контактов с внеземной цивилизацией**

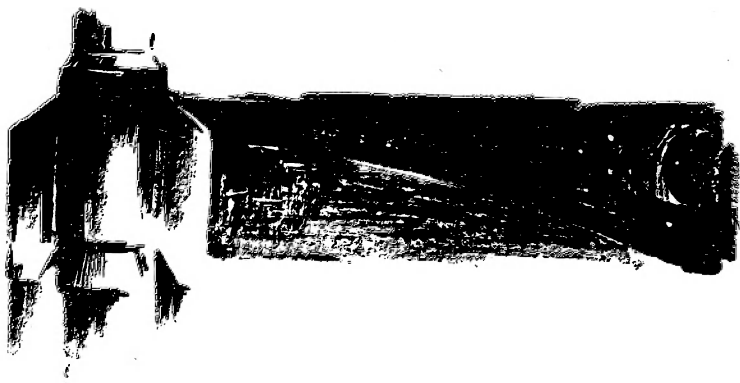
Мы не сомневаемся в том, что рано или поздно, — может быть, через десять, а может быть, через тысячу лет — человечество установит связь с разумными существами других миров. Каковы будут последствия обмена знаниями, опытом, историческим и культурным наследием и, наконец, взглядами на жизнь, философскими представлениями, моралью?

Мы не собираемся здесь вдаваться в спекулятивные рассуждения о том, что представляет собою внеземная цивилизация, но в силу одинаковости законов природы эта цивилизация не может быть противоположной нашей, хотя существенные различия неизбежны. У обеих

цивилизаций общим будет самое главное: труд, породивший их, способ производства материальных ценностей, хотя и неодинаковый в силу различий природных условий и уровня развития, но обязательно взаимно понятный, основанный и здесь и там на законах природы и общих для обоих миров свойствах материи.

Общность способа производства и научных представлений будет способствовать обмену достижениями, открытиями как в науке, так и в технике. Подобно тому, как сейчас у нас на Земле народы, развитие которых было задержано извне, быстро сокращают разрыв во всех областях — научной, технической, социальной, так и при установлении связи двух миров обязательно произойдет взаимное обогащение знаниями. Нужно лишь подчеркнуть, что никто не пришлет на Землю рецепта, как жить и не работать, сидеть сложа руки и «усваивать» достижения другого мира. Диалектика учит нас, что процесс развития всегда определяют внутренние законы, внутренние движущие силы, и поэтому сколь бы велика ни была информация, полученная нами из другого мира, развитие человечества будет происходить благодаря его собственному труду и разуму.





*Никогда не пытайтесь прикрыть недостатки своих знаний хоть бы и самыми смелыми догадками и гипотезами. Как бы ни тешил ваш взор своими переливами этот мыльный пузырь — он неизбежно лопнет, и ничего, кроме конфуза, у вас не останется.*

И. П. Павлов

## 6. «Пришельцы из космоса» и тайна Тунгусского метеорита

**В**ключая в книгу эту главу, мы не просто отдаем дань любознательности читателя. Мы познакомились с проблемой космических перелетов и вероятным устройством будущих космических кораблей. Будет вполне разумно, если мы теперь попытаемся использовать результаты нашего рассмотрения для того, чтобы взглянуть на космические перелеты как бы с другой стороны.

Ведь если мы стремимся побывать на других планетах, то ясно, что и другие разумные существа стремятся побывать на Земле. Поэтому посещение Земли автоматическими установками, посланными разумными существами, или даже самими обитателями других миров лишь подтвердило бы наш вывод о возможности космических путешествий и укрепило бы нашу уверенность в том, что цель достижима. Итак, следы пребывания иного разума на Земле (и в околоземном про-



странстве) искать стоит, а доказательство посещения Земли астронавтами или автоматическими приборами составило бы эпоху в истории науки, если не в истории человечества. Но, сознавая огромную важность этого вопроса, мы тем более должны проявить максимум осмотрительности и здравого смысла, чтобы не кричать «эврика!», идя по ложному следу, и не дискредитировать этим постановку задачи.

### **Доказательства, которые нам предлагают**

Первым внимание общественности и целых научных коллективов к поискам следов пребывания на Земле разумных существ из других миров привлек писатель-фантаст А. Казанцев. Именно его гипотеза о том, что Тунгусский метеорит представлял собой потерпевший аварию космический корабль, вызвала всеобщий интерес. Нужно отдать должное упорству и находчивости А. Казанцева, проявленным им при активной защите этой гипотезы. Им же был собран весьма обширный материал, представляемый как доказательства пребывания на Земле в недалеком прошлом значительного количества «пришельцев из космоса». Поскольку вопрос о том, что представлял собой Тунгусский метеорит, является все же второстепенным по сравнению с самими следами астронавтов, рассмотрим факты, которые А. Казанцев считает доказательствами пребывания на Земле посланцев другой планеты.

К сожалению, мы не можем воспроизвести на страницах этой книги все представленные фотодокументы, для ознакомления с которыми читатель может обратиться к журналу «Смена» (№ 8—10 за 1961 г. и № 1 за 1962 г.).

Рассмотрим, во-первых, рисунки на скалах Сефара (на рис. 57 мы воспроизводим наиболее характерный из них). Возраст рисунка около десяти тысяч лет. На рисунке, несомненно, изображено человекоподобное существо в одеянии, внешне напоминающем скафандр. Ну и что же? Ведь, пользуясь такой логикой, мы картину одного из художников эпохи Возрождения можем представить как «доказательство» существования ангелов, дьявола, бога и т. п.

Рисунок, открытый профессором Анри Лоотом, безусловно, интересен, но для археологов. Другие рисунки,

Открытые там же, на которых существа в загадочных шлемах изображены в сцене первобытной охоты, подтверждают чисто земное происхождение обладателей шлемов. Не останавливаясь на других рисунках, в которых космонавтов с антеннами на головах или ракетное

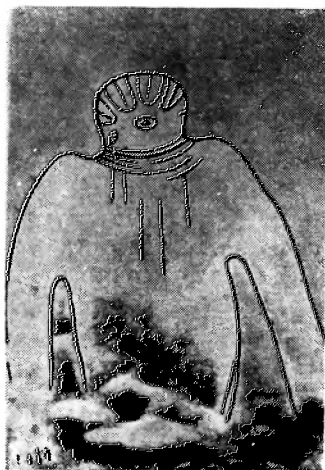


Рис. 57. «Космонавт» в скафандре. Изображение на скалах Сефара, возраст 10 тысяч лет.

судно можно «узнать» лишь при большом воображении, перейдем к действительно замечательному памятнику древности — к так называемой Бальбекской террасе.

Это сооружение расположено в Ливане вблизи города Бальбека. Наиболее замечательно в террасе то, что она сложена из плотно пригнанных друг к другу каменных плит весом более тысячи тонн (!) каждая. Место, где вырубались плиты, расположено гораздо ниже террасы, так что готовые изделия приходилось как-то транспортировать к месту укладки.

Быть может, пришельцы из космоса, пользуясь своей великолепной техникой, действительно сложили террасу, по-

ложив под нее сведения о своем пребывании на Земле?

Обсуждая этот вопрос, мы должны выразить уверенность в том, что астронавты другого мира, превосходящие нас по совершенству своей техники, не могут быть ниже нас по своему умственному развитию, фантазии, кругозору. Клады зарывали пираты, древние правители, но только не ученые. Ученые другого мира, цвет внеземной цивилизации, и вдруг ворочают каменные глыбы, чтобы загадать нам загадку!

Кстати сказать, если бы даже такая идея и пришла им в голову, они соорудили бы при желании гораздо более заметный и по размерам, и по форме монумент из железобетона. И проще, и долговечнее, и никаких сомнений в высокой культуре создавших его строителей. Но тогда кто же создал это циклопическое сооруже-

ние? Читатель, знакомый с исследованиями острова Пасхи, проведенными Туром Хейердалом, с памятниками древнего Египта и Индии, ответит без колебаний: люди, древние народы, трудолюбивы и технической сметке которых еще не всегда отдают должное.

Двенадцатитонная железная колонна, стоящая в Дели близ Кутб-Минар, как это давно установлено учеными, выполнена из так называемого кричного железа методами, применявшимися древними металлургами. Зачем же отнимать у них заслуженную славу? Кричное железо очень чистое и поэтому не ржавеет, но в то же время и очень мягкое и, конечно, для постройки ракет не годится. Интересно, а кто отлил гораздо более сложное изделие — Царь-колокол и только благодаря нелепой случайности не водрузил его на огромной высоте под куполом собора?

Рассмотрим еще одно «доказательство» пребывания на Земле космонавтов. Речь идет о том, что время от времени палеонтологи находят черепа древних животных (и даже человека) со следами «пулевых ранений» (рис. 58).

Находят также и кости животных, возраст которых «миллион лет» и которые обработаны, «как это установлено экспертизой», металлическим инструментом. Находки очень важные, а происхождение «пулевых» отверстий в черепах палеонтологи действительно затрудняются объяснить.

Вопрос о таинственных существах, просверливших кости, решил ...рыбак Христо из Сухуми. «Астронавтами» оказались моллюски, которые обладают способностью проделывать в костях животных отверстия удивительно правильной формы. («Известия» от 27 апреля 1963 г. «Гибель красивой гипотезы»).

Попробуем приписать «пулевые отверстия» пребывания на Земле космонавтов. Палеонтологи при своих раскопках находят лишь один череп на десятки миллионов когда-то живших существ. Поскольку таких «пулевых отверстий» обнаружено уже некоторое количество, мы просто в силу теории вероятностей обязаны сделать бесспорный вывод: космонавты организовали на Земле охоту очень широко и убили десятки, а скорее даже сотни миллионов животных. Нелепость этого заключения очевидна. Значит, нужно искать опять-таки

земную причину гибели обладателей продырявленных черепов.

А. Казанцев утверждает, правда, со слов французского журнала «Science et vie» (№ 516, сентябрь 1960 г.), что в угольном пласте в Штирии в 1886 г. был

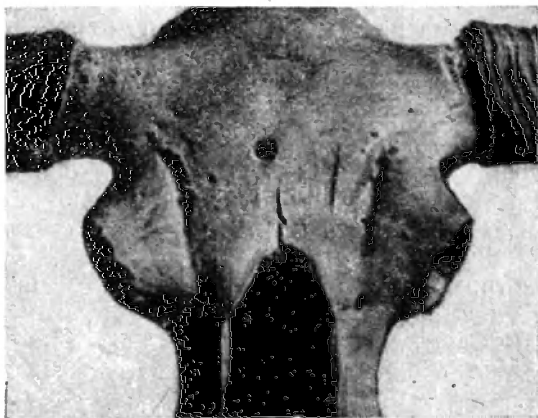


Рис. 58. Продырявленный «пулей» древний череп бизона.

найден железный параллелепипед с правильными обработанными гранями. Вот это уже другое дело! Покажите этот параллелепипед любому металлургу, и он сообщит вам многое о культуре тех, кто его изготовил. Можно не сомневаться, что если бы такой кусок разумно обработанного железа, возраст которого равен возрасту угля, т. е. составляет сотни миллионов лет, попал в руки ученых, это событие явилось бы великим открытием, и мы узнавали бы о нем из школьных учебников, а не из ничем не подтвержденных сообщений.

Серьезный вопрос требует к себе серьезного отношения. Подменять здесь научные доказательства изящной декламацией и сплошными передержками — значит, вольно или невольно дискредитировать огромное научное значение обсуждаемой нами проблемы, перевести ее из научной сферы в сферу псевдонаучной спекуляции.

## Тайна Тунгусского метеорита

Перейдем теперь к вопросу о Тунгусском метеорите. Этот метеорит упал в тайгу вблизи реки Подкаменная Тунгуска 30 июня 1908 г. Многие сейсмические станции мира зафиксировали в момент падения колебания Земли, а воздушная волна дважды обошла вокруг земного шара. По современным подсчетам, эквивалентная мощность взрыва равнялась примерно десяти мегатоннам, т. е. мощности взрыва крупной водородной бомбы. К стыду царского правительства экспедиции в район падения метеорита послано не было и первая экспедиция появилась в районе падения метеорита лишь в 1927 г., когда исследование болотистой местности, над которой произошла катастрофа, было уже сильно затруднено.

Однако несомненно следующее: в отличие, например, от Аризонского метеорита, упавшего на нынешней территории США около 5000 лет назад и углубившегося в землю примерно на 400 м, образовав воронку около 1,5 км диаметром и 150 м глубиной, Тунгусский метеорит, хотя масштабы явления были не меньшие, практически не оставил после себя никаких следов, не считая опаленного и поваленного в радиусе до 20 км леса. Поэтому, очевидно, до Земли он не долетел, взорвавшись в воздухе\*. Отметим еще одно, как мы увидим, важнейшее обстоятельство: после падения и взрыва метеорита даже в Европе несколько суток подряд наблюдались белые ночи, т. е. яркое свечение ночного неба. Попутно отметим также, что такое же свечение неба наблюдалось и после извержений вулканов, например после взрыва вулкана Кракатау в 1883 г., когда вулканический пепел был выброшен на высоту до 80 км и носился в стратосфере несколько лет.

Гипотеза, отстаиваемая А. Казанцевым, заключается в том, что Тунгусский метеорит был вовсе не метеоритом, а потерпевшим аварию межпланетным кораблем. На потерявшем управление корабле произошел ядерный взрыв, последствия которого в виде поваленного веером и опаленного леса мы и наблюдаем. Естественно, что испарившийся при взрыве корабль, не

---

\* По некоторым данным — на высоте около 20 км.

оставил после себя никаких следов. Как решить, какая из гипотез верна? Подойдем к этому вопросу с точки зрения остаточной радиоактивности. Если ядерный (на основе реакции деления) взрыв имел мощность десять мегатонн, то элементарный подсчет показывает, что через пятьдесят пять лет, т. е. в 1963 г., суммарная активность осколков деления составляла бы  $\sim 3 \cdot 10^4$  кюри. Это очень большая величина, и если даже рассеять такую активность на площади в сотни квадратных километров, ее все равно легко было бы обнаружить. Огненный шар взрыва такой силы, несущий радиоактивные вещества, не мог не коснуться поверхности Земли, и поэтому многие следы катастрофы, а особенно прекрасный адсорбент — обугленная древесина — должны были бы содержать такое количество радиоактивных изотопов, которое нельзя было бы не заметить, ведь чувствительность современной аппаратуры огромна.

Отсутствие резко повышенной радиоактивности в районе падения метеорита мало согласуется с гипотезой атомного взрыва, однако не отвергает ее полностью. Ведь, во-первых, взрыв мог быть и не на основе реакции деления, хотя не существует способа произвести «чистый» ядерный взрыв без остаточной активности. Во-вторых, дожди и вешние воды могли увлечь значительную часть активных элементов в грунт или полностью унести их из района падения. Все же современный, к сожалению, весьма богатый опыт по экспериментальным ядерным взрывам не знает случаев практически полной дезактивации местности посредством климатических факторов.

Тщательное изучение картины поваленного леса в районе взрыва также не говорит в пользу его ядерной природы. Во-первых, картина леса довольно отчетливо показывает, что взорвалось или весьма протяженное тело, или несколько тел одновременно; во-вторых, лучевого ожога или вообще не было, или он был очень мал [26], лес же в районе взрыва выгорел лишь в результате возникшего верхового пожара.

Наконец, очень убедительным свидетельством против гипотезы ядерного взрыва является свечение ночного неба, наблюдавшееся на значительной части земного шара.

Почему же против? Ведь А. Казанцев как раз это обстоятельство считает убедительным доводом в пользу ядерного взрыва. Дело в том, что свечение ночного неба над обширным пространством не может быть вызвано радиоактивностью. Свечение воздуха прекращается даже в районе атомного взрыва, как только остывает и рассеивается огненный шар. Американские и советские специалисты провели целый ряд испытаний атомного и водородного оружия, ряд взрывов был мощнее, чем тунгусский, но никаким свечением ночного неба над территорией Европы или Америки эти испытания не сопровождалось. А вот вулканические извержения даже гораздо меньшей мощности сопровождаются свечением ночного неба, потому что при этом в стратосферу выбрасывается огромное количество пыли, рассеивающей солнечные лучи. Повторяем, энергии радиоактивного распада, которая, кстати сказать, превращается в воздухе в световую лишь с к. п. д. менее 1%, абсолютно недостаточно, чтобы осветить всю Евразию так, чтобы ночью можно было читать газету, но в то же время десяток тысяч тонн тонкой пыли, будучи выброшенным на высоту около 100 км, способен рассеять вполне достаточное количество солнечного света, чтобы произвести этот эффект.

Можно привести еще одно соображение, говорящее в пользу того, что Тунгусский метеорит не был космическим кораблем. Как известно из рассказов очевидцев, полет метеорита наблюдался на расстоянии до 1000 км. В то же время искусственное небесное тело, приземлявшееся с обычной скоростью — 6—7 км/сек, никогда не создало бы такого светового эффекта. Столь мощное свечение и светящийся след, видимый на огромном расстоянии, могли возникнуть лишь при вторжении в атмосферу массы в десятки тысяч тонн с метеоритной скоростью, т. е. в среднем около 30 км/сек.

Что же представлял собой загадочный метеорит? Экспедиция 1959 г., работавшая в районе падения метеорита по заданию Академии наук СССР, установила, что Тунгусский метеорит представлял собой огромное скопление слабо связанных между собой частичек — ядро кометы. Когда это слабо связанное тело вторглось в атмосферу Земли, перед ним образовалась плотная подушка из сжатого воздуха. Если такая по-

душка образуется перед очень плотным телом, например перед железным метеоритом, то ее давление тормозит метеорит до тех пор, пока он, потеряв большую часть скорости, не упадет на Землю. В этом случае сила давления воздушной подушки оказывается недостаточной для того, чтобы разрушить тело. Каменные метеоро-

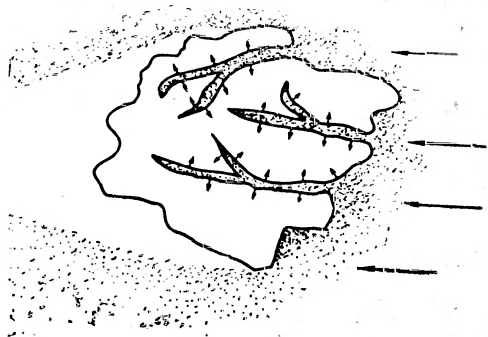


Рис. 59. Разрушение метеорита подушкой сжатого воздуха.

риты уже довольно часто разрушаются действием подушки сжатого воздуха. Как происходит это разрушение? Если в массе метеорита есть трещины (рис. 59), сжатый воздух из области воздушной подушки попадает в них и разрывает метеорит. В этом случае на Землю выпадает каменный или железо-каменный «дождь».

Тунгусский метеорит был, по-видимому, ядром небольшой кометы. Ядра комет состоят из мелких слабо связанных между собою частиц.

Когда такое рыхлое ядро вошло в плотные слои земной атмосферы, оно было буквально «начинено» сжатым воздухом из области образовавшейся перед ним воздушной подушки. В некоторый момент устойчивость массы была потеряна и, распираемая внутренним давлением, она начала распадаться. Воздушная подушка при этом еще более возросла, давление, разбрасывающее метеорит, резко увеличилось, и в результате метеорит распался на составляющие его песчинки. Этот распад еще не означал взрыва, но после него взрыв стал неизбежен. Каждая песчинка, оказавшись один-на-один с плотной атмосферой, почти мгновенно превратилась в



пар, так что если даже в массе метеорита и были более крупные куски, они под влиянием общего нагрева всей массы вещества также должны были испариться. Уцелеть могли лишь очень крупные обломки, которые, вероятно, все же выпали на месте катастрофы [26]. Испарение всей или почти всей массы метеорита, составлявшей сотни тысяч или даже несколько миллионов тонн, и привело к взрыву, который по своему характеру мало чем отличался от атомного. Однако отличия от атомного взрыва все же были, и главнейшие из них мы отмечаем. Во-первых, в отличие от атомного взрыва взрыв Тунгусского метеорита был не точечным. Характер сваленного леса указывает, что взорвалось тело протяженностью в несколько километров. Во-вторых, испаренное вещество метеорита поднялось с «грибом» взрыва в стратосферу и там сконденсировалось в мельчайшие пылинки. Эта огромная масса образовавшейся пыли и обусловила ярко-красные зори и белые ночи, наблюдавшиеся после взрыва над значительной частью земного шара [27]. В-третьих, в отличие от ядерного взрыва взрыв Тунгусского метеорита не сопровождался столь сильным лучевым ожогом. В-четвертых, видимый с огромного расстояния полет вторгшегося в атмосферу Земли тела был по своему характеру именно полетом метеорита, а не космического корабля.

### **Доказательства, которые нам нужны**

Тунгусский метеорит не был космическим кораблем, но это, конечно, не значит, что такой корабль не мог когда-либо в прошлом посетить Землю или не посетит ее в будущем. Нужно ли организовывать на Земле специальные экспедиции для поисков следов, оставленных инопланетными гостями? Нет, не нужно, и не потому, что вопрос не столь важен, а потому, что поиски таких следов — прямая задача археологов, изучающих ископаемые остатки человеческой культуры. Нужно также учитывать, что следов «астронавтов» может и не быть.

Как могут выглядеть следы пребывания на Земле астронавтов? Во всяком случае это будут не кости, обработанные непонятно чем и зачем, и не первобытное железо. Представители другого мира не могли не упо-

треблять таких прекрасно сохраняющихся изделий, как изделия из пластмассы, всевозможные изделия радиотехники, в том числе специальную керамику. Если их пребывание на Земле было более или менее продолжительным, они могли возвести и определенные сооружения, но опять-таки не из первобытных материалов и не первобытными способами.

### Жизнь на метеоритах

Желание обязательно обнаружить неземные формы жизни подчас заставляет исследователей делать неосторожные и опрометчивые выводы. Именно так обстоит дело с поспешной публикацией «открытия» туркменскими учеными Чары Байлиевым и Садык Мамедовым микробов в метеоритном веществе. В 1961 г. американские ученые Сислер, Гендерсон и Рамдор уже «открывали» космические микроорганизмы, правда, в более подходящих для этого метеоритах типа углистых хондритов, действительно содержащих ряд углеводов и другие органические вещества. и, по всей видимости, никогда не нагревавшихся выше 300°С. Туркменские же ученые «открыли» космические бактерии в обломке железо-каменного Сихотэ-Алиньского метеорита. Академики В. Фесенков, А. Имшенецкий и А. Опарин выступили в газете «Известия»\* со статьей, в которой указали на необоснованность столь поспешных выводов.

Хотя это может показаться на первый взгляд странным, но вопрос о возможности существования жизни на метеоритах хотя бы в виде сохранившихся в состоянии анабиоза спор не может быть решен без учета действия радиоактивности. Рассмотрим этот вопрос несколько подробнее.

Метеориты и даже самые крупные астероиды слишком малы, чтобы иметь хоть какую-либо атмосферу. Отсюда с полной очевидностью следует, что активная жизнь, процессы обмена веществ на их поверхности абсолютно невозможны. Ведь все эти процессы протекают лишь в жидкой фазе и потому требуют наличия атмосферы, паров воды (или хотя бы другого растворителя). Поскольку никаких паров на метеорите нет,

---

\* «Известия» от 19 декабря 1962 г. «Метеориты и жизнь».

на его поверхности обязательно произойдет полное высушивание биологических структур. Но ведь некоторые микробы при обезвоживании образуют споры, как бы «сушеные» микробы, которые могут храниться очень долго. Действительно, споры микробов, особенно при низкой температуре, могут храниться, быть может, миллиард лет, ...если только мы полностью изолируем их от действия радиоактивности. Но в космосе это не так. Космическое излучение имеет интенсивность около трех частиц на квадратный сантиметр в секунду. Не составляет труда подсчитать, сколько потребуется времени, чтобы это излучение «разнесло» на отдельные радикалы и полностью уничтожило сложные органические соединения типа белков. Это время имеет порядок  $10^5$  —  $10^6$  лет\*.

Таким образом, никакие споры микроорганизмов не могут сохраняться на поверхности метеорита более миллиона лет, а ведь возраст метеоритов в тысячи раз больше. Значит, если даже предположить, что в момент возникновения метеоритов на их поверхности находились живые существа, одновременное действие вакуума и космического излучения парализовало их жизнедеятельность, а затем подвергло составляющее их белковое вещество полной радиационной деструкции. Но, может быть, жизнь сохранилась во внутренних, герметичных полостях метеоритов? Это очень маловероятно.

Во-первых, герметичные полости внутри каменной породы возникают только при ее образовании, т. е. при температуре не ниже тысячи градусов. При более низкой температуре в теле метеорита могут образоваться лишь открытые трещины. Во-вторых, внутри герметичной полости обязательно должно устанавливаться химическое равновесие, а ведь жизнь по самой своей природе — процесс неравновесный и установление равновесия означает гибель жизненных проявлений. Поэтому наличие жизни на метеоритах — утверждение, которому очень трудно поверить и которое нужно самым тщательным образом обосновать. Всякая преждевремен-

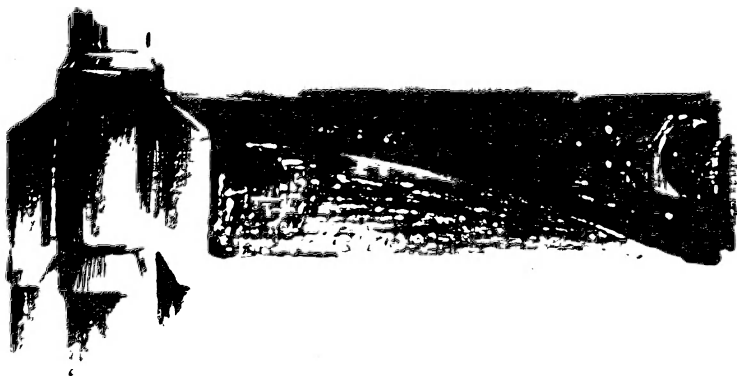
---

\* Мы не учитываем действие потоков солнечных протонов и электронов малых энергий, которые могут сократить это время еще во много раз.

ная реклама, сенсационность лишь способствуют дискредитации научного значения проводимых работ.

Внеземные формы жизни существуют, и человек с ними обязательно встретится. Приближают этот момент те, кто трудится над созданием космических кораблей, проникает в сущность жизни, прослушивает радишумы далеких галактик. Встреча с братьями по духу будет человечеству достойной наградой за те титанические усилия, которые еще придется приложить на этом нелегком пути.





## Заключение

**М**ы являемся современниками вторжения человека в космическое пространство. Советским людям есть чем гордиться: ими послан в небо нашей планеты первый искусственный спутник, благодаря их знаниям и труду совершены выдающиеся полеты советских космонавтов.

Над человечеством встает утро космической эры, когда одна за другой будут сокрушаться преграды тяготения, времени и расстояний, разделяющих миры Вселенной.

Какими путями пойдет человек, покоряя космические дали? Как далеко сможет он продвинуться на этом пути? Что даст ему освоение космического пространства?

Если бы мы многократно увеличили объем этой книги, то и тогда читатель не получил бы исчерпывающего ответа на эти вопросы, поскольку речь идет о будущем, предсказывать которое нелегко. Космическая наука и техника еще очень молоды и не удивительно, что, описывая атомную ракету, предназначенную для взлета с Земли, мы еще не можем предсказать ее скорую победу и технические характеристики: еще не построено ни одной такой ракеты.

Расчеты убедили ученых в том, что на смену химическим ракетам обязательно придут электроракеты

с атомными энергетическими установками и двигателями малой тяги.

Когда такие электроракеты будут созданы (а это произойдет, очевидно, в течение ближайших десяти — двадцати лет), все планеты солнечной системы окажутся в сфере досягаемости не только автоматических межпланетных станций, но и космических кораблей, управляемых людьми. Автоматические межпланетные станции уже сейчас начинают сообщать ученым ценные сведения о планетах солнечной системы. Эти станции всегда будут идти в авангарде исследований космического пространства. Прощупывая его с помощью научных приборов, фиксируя внимание человека на наиболее интересных явлениях, предупреждая о грозящей опасности, межпланетные станции будут прокладывать дорогу исследователям Вселенной.

Сопоставление данных, полученных с помощью автоматических станций, с последующими наблюдениями космонавтов, усовершенствование приборов, техники обработки и передачи информации приведут к тому, что исследователи будут относиться к данным таких станций с полным доверием даже в тех случаях, когда возможность проверки на месте будет отсутствовать.

Развитие техники космических исследований, разработка предельно надежной аппаратуры и средств радиосвязи на большие расстояния позволят человечеству уже в недалеком будущем послать к звездам исследовательские станции, способные достичь ближайших звезд в течение нескольких сотен лет и передать на Землю ценнейшую информацию. С помощью информации, посылаемой сверхдальними станциями, человек сможет познать не только планетные системы других звезд. Огромный интерес представляют такие вопросы, как определение с помощью сверхдальних станций параллаксов далеких галактик и проверка теории «расширяющейся Вселенной», исследование различных типов звезд, облаков межзвездной пыли и газа. Пусть эти исследования длятся тысячелетия, — они преследуют великую цель и не могут быть делом одного-двух «избранных» поколений.

При исследовании звездных миров, а скорее всего гораздо раньше, человечеству удастся установить связь

с инопланетными разумными существами, что предсказывал еще Джордано Бруно.

Если успехи медицины и биологии поддержат успехи технических наук, станет возможным также полет к звездам обитаемого космического корабля, но такой полет будет предпринят лишь тогда, когда будет установлена его необходимость.

Особенно необходимым будет участие человека в трудных исследованиях планет, пригодных для жизни, но не населенных разумными существами. Если такие планеты будут открыты в системах ближайших к нам звезд, полет к ним человека обязательно состоится.

В будущем, когда на Земле установится бесклассовое общество, космические исследования будут проводиться всем человечеством по единому плану, но сейчас в мире, расколотом на два лагеря, империалистические круги стремятся превратить это по самой сути своей общечеловеческое дело в объект политики и борьбы сил, подходят к космическим исследованиям с позиции соревнования двух систем, с позиции «кто первый». Итоги этой навязанной нам «пробы сил» общеизвестны: США публично признают, что отстают от СССР в исследованиях космического пространства, а стремление ликвидировать это отставание чуть не стоило жизни двум американским космонавтам, не говоря уже об огромных средствах, выбрасываемых правительством США с целью компенсировать преимущество, достигнутое Советским Союзом благодаря его несравненно более совершенной общественно-политической системе.

Соревнование в космосе среди суровой, неизведанной природы — очень опасная вещь. Можно привести следующий пример: когда одна за другой предпринимались попытки восхождения на Эверест, правительство Непала каждый год выдавало визы лишь одной экспедиции именно с целью исключить опасную конкуренцию, которая могла бы стоить человеческих жизней. Выступая перед участниками третьей Всемирной встречи журналистов 25 октября 1963 года, Н. С. Хрущев говорил: «Мы не хотим соревноваться в посылке людей на Луну без тщательной подготовки. Ясно, что от такого соревнования не было бы пользы, а наоборот, был бы вред, так как это могло бы привести к гибели людей». Но у империалистов, очевидно, другая логика, интересы

«большой политики» для них важнее обеспечения безопасности космических исследований.

Эта книга написана по материалам зарубежных изданий, но у советского читателя не должно быть сомнений в том, что наша атомная наука и техника, создавшие первую в мире атомную электростанцию и первый в мире атомоход, не уступят первенства и в области космических исследований.





## ЛИТЕРАТУРА

1. Мильке Х. Путь в космос. Проблемы полета в мировое пространство. Перев. с немецкого. М., Изд-во иностр. лит., 1959.
2. «Astronautics», 7, No. 2, 22 (1962).
3. «Astronautics», 7, No. 4, 26 (1962).
4. Бессерер К. У. Инженерный справочник по управляемым снарядам. Перев. с англ. М., Воениздат, 1962.
5. Томсон Д. П. Предвидимое будущее. Перевод с англ. М., Изд-во иностр. лит., 1958.
6. Исследования при высоких температурах. Труды Международного симпозиума по исследованиям в области высоких температур. Перев. с англ. М., Изд-во иностр. лит., 1962.
7. Ньюгард Дж. и Левой. М. «Атомная техника за рубежом», № 10, 10 (1960).
8. Грейвс Г. «Атомная техника за рубежом», 7, 20 (1960).
9. Корлисс У. Ракетные двигатели для космических полетов. Перев. с англ. М., Изд-во иностр. лит., 1962.
10. Спенсер-Джонс Г. Жизнь на других мирах. Перев. с англ., М.-Л., Гостехиздат, 1946.
11. Вокулер Ж. Физика планеты Марс. Перев. с франц. М., Изд-во иностр. лит., 1956.
12. Опарин А. И., Фесенков В. Г. Жизнь во Вселенной. М., Изд-во АН СССР, 1956.
13. Цандер Ф. А. Проблема полета при помощи реактивных аппаратов. М., Оборонгиз, 1961.
14. Селлен Дж. и др. Образование и нейтрализация ионов в электрическом двигателе. В кн. «Ионные, плазменные и дуговые ракетные двигатели». Перев. с англ. М., Госатомиздат, 1961, стр. 76.
15. Кибальский, Котник. «ARS rarer», No. 2382-62.
16. Ложкин А. Н., Канаев А. А. Бинарные установки. М., Машгиз, 1946.
17. Тауц Я. Фото и термомагнитные явления в полупроводниках. Перев. с чешск. М., Изд-во иностр. лит., 1962.
18. Мойжес Б. Я., Пикус Г. Е. «Физика твердого тела», 2, вып. 4, 756 (1960).
19. Мэккей Д., Левенталь Е. «Вопросы ракетной техники», № 9, 23 (1961).
20. Ветч Дж. и др. «Вопросы ракетной техники», № 7, 23 (1961).
21. Планета Земля. Перев. с англ. М., Изд-во иностр. лит., 1961.
22. Перельман Р. Г. Двигатели галактических кораблей. М., Изд-во АН СССР, 1961.

23. Шкловский И. С. «Природа», № 7, 21 (1960).
  24. Нестеренко Г. Н. и др. Применение атомных двигателей в авиации. М., Воениздат, 1957.
  25. Зенгер Э. К механике фотонных ракет. Перев. с немецк. М., Изд-во иностр. лит., 1958.
  26. Вронский Б. И. Тайна Тунгусской катастрофы. «Природа», № 3, 88 (1960).
  27. Крвинов Е. Л. и др. Окончена ли история полувековой загадки? «Техника молодежи», 3, 32 (1962).
-

## СОДЕРЖАНИЕ

Предисловие автора . . . . .	3
<b>Введение</b> . . . . .	5
Масштабы космических ракет . . . . .	6
Основные физические соотношения . . . . .	8
Космическая техника ближайшего будущего . . . . .	14
Энергетические характеристики химических ракетных топлив . . . . .	17
Энергетические характеристики атомного горючего . . . . .	22
<b>1. Атомная ракета</b> . . . . .	25
Проблема критической массы . . . . .	32
Проект «Ровер» . . . . .	33
Другие типы ядерных ракет . . . . .	39
Атомная ракета и проблема радиации . . . . .	41
<b>2. Электрические ракетные двигатели и энергетическая проблема</b> . . . . .	45
Энергетическая вооруженность космического корабля и расход рабочего тела . . . . .	46
Планета Марс и полет к ней . . . . .	48
Энергетика ракетного двигателя малой тяги . . . . .	66
Способы ускорения рабочего тела . . . . .	74
Ионный двигатель . . . . .	81
Проблема нейтрализации пространственного заряда . . . . .	87
Электродуговые и плазменные двигатели . . . . .	89
<b>3. Космические атомные электростанции</b> . . . . .	97
Термодинамические циклы . . . . .	101
Непосредственное преобразование тепловой энергии в электрическую . . . . .	111
Особенности теплового цикла космической электростанции . . . . .	113
Источники энергии в космическом пространстве . . . . .	120
Особенности реактора космической электростанции . . . . .	124
Защита от излучения атомного реактора . . . . .	126
Атомный реактор или солнечное зеркало? . . . . .	130
Полет к Луне с помощью двигателей малой тяги . . . . .	131
Состояние работ по созданию космических атомных электростанций . . . . .	132
Изотопные источники электроэнергии с непосредственным преобразованием . . . . .	134

	<i>Стр.</i>
<b>4. Освоение космоса и прогресс человечества</b> . . . . .	139
Служба погоды . . . . .	143
Служба связи . . . . .	145
Изучение солнечной системы . . . . .	145
Лаборатории в космосе . . . . .	147
Освоение космического пространства и производственные процессы . . . . .	148
Заселение околосолнечного космического пространства . . . . .	149
<b>5. Межзвездные перелеты и проблема сверхдальной связи</b> . . . . .	150
Сверхдальная радиосвязь . . . . .	152
Полет к звездам с помощью электроракетных систем . . . . .	156
О фотонном двигателе . . . . .	159
Научно-технические последствия контактов с внеземной цивилизацией . . . . .	162
<b>6. «Пришельцы из космоса» и тайна Тунгусского метеорита</b> . . . . .	164
Доказательства, которые нам предлагают . . . . .	165
Тайна Тунгусского метеорита . . . . .	169
Доказательства, которые нам нужны . . . . .	173
Жизнь на метеоритах . . . . .	174
<b>Заключение</b> . . . . .	177
<b>Литература</b> . . . . .	181

**Сенченков**  
**Анатолий Павлович**  
**АТОМНЫЕ РАКЕТЫ**  
**И ПРОБЛЕМЫ ОСВОЕНИЯ КОСМОСА**

Бланк заказа № 27, 1964 г.

Редактор *А. П. Бутусов*

Обложка художника *В. Г. Прохорова*

Художественный редактор *А. С. Александров*

Техн. редактор *Е. И. Мазель*

Корректор *Н. А. Светлова*

---

Сдано в набор 31/III 1964 г.	Подписано в печать 22/VI 1964 г.
Бумага 84×108 <sup>1/2</sup> Физ. печ. л. 5,75	Привед. п. л. 9,6    Уч.-изд. л. 9,19
Заказ изд. 1033.    Тираж 6000 экз.	Т.09121    Цена 28 к.
Тип. зак. 172.	

---

Атомиздат, Москва, Центр, ул. Кирова, 18

1-я типография  
 Военного издательства Министерства обороны СССР  
 Москва, К-6, проезд Скворцова-Степанова, дом 3

Цена 28 коп.

